

R.-G. DESGRANDSCHAMPS

INGÉNIEUR CIVIL DE L'AÉRONAUTIQUE

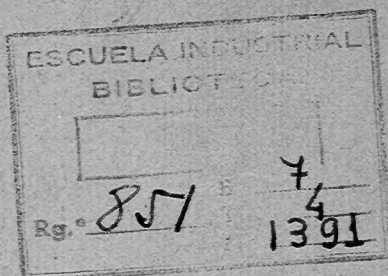
Calcul et Construction

des

Avions Légers

*d'après les Conférences faites à l'E. S. T. Aé
sur le Calcul et la Construction des Avions*

PREMIÈRE PARTIE
CALCUL AÉRODYNAMIQUE



LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

FONDÉE EN 1905

F.-Louis VIVIEN, Libraire-Éditeur

48, Rue des Écoles — PARIS (Vº)

1931

9.7
S

3-3-22



ESCUELA TÉCNICA DE PERITOS INDUSTRIALES
DE SEVILLA

ESTANTE 7

TABLA 1

NÚMERO 1225

LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

FONDÉE EN 1905

F.-L. Vivien, 48, rue des Écoles, PARIS (V^e)

Se charge de l'impression d'ouvrages concernant sa spécialité

O. C. Post. : PARIS 5301

PÈPE (P.). — Précis d'Hydravitation, 2 vol.	24 »
IDRAC (P.). — Études expérimentales sur le vol à voile et son application au vol à voile humain.	20 »
BILBAULT. — Utilisation pratique de la polaire logarithmique pour le calcul des performances des avions	10 »
HAMEL. — Éléments de navigation aérienne.	12 »
SABLIER. — Manuel pratique de construction des planeurs.	12 »
GASTOU (R.). — L'Hélice aérienne à pas constant à pas variable, 2 vol.	24 »
BREGUET. — Sur la résultante aérodynamique d'un planeur	1.50
— — Sur la résultante aérodynamique moyenne d'un planeur à ailes : en M, etc.	1.50
BREGUET. — Sur les conditions que doit remplir un planeur pour utiliser les pulsations du vent favorable au vol à voile.	1.50
BREGUET. — Sur le rendement des appareils récepteurs de l'énergie du vent.	1.50
CANTERO-VILLAMIL. — Les problèmes du vol sans moteur.	12 »
IDRAC. — Le vol des Albatros.	2.50
MAGNAN. — Le vol à voile.	30 »
BREGUET. — Considérations nouvelles sur le vol à voile dynamique.	3.50
SEE. — Le vol à voile et la théorie du vent louvoyant.	2.50
BREGUET ET DEVILLERS. — Problème de la stabilité des avions.	2.50
DESMONS. — Équilibres des aéroplanes.	2.50
ALIX. — Essai sur l'appareil locomoteur des oiseaux.	12 »
AMANS. — Études sur les flexions et courbures des ailes et les hélices aériennes.	6 »
DEGREAU. — Études ornithologiques : la Puissance de l'aile ou l'oiseau pris au vol.	20 »
SABLIER. — Planeur Sablier, type Sport, plans de construction d'un planeur genre Chanute.	30 »
SABLIER. — Monoplan « Sablier » type 10 plans de construction d'un planeur monoplan à poutre unique, d'entraînement et de sport.	30 »
DESGRANDSCHAMPS. — Précis d'aérodynamique. Lois du planeur. Structure du planeur. Calculs, centrage. Stabilité.	12 »
BOEL. — Le vol des pigeons	7.50
CARAFOLI. — Influence des ailerons sur la propriété des surfaces sustentatrices	20 »
MARJOUIS. — Les coefficients caractéristiques des turbo-machines et des machines volantes.	10 »
Rapports sur l'aviation américaine.	10 »
BREGUET. — Note sur le rendement des hélices à propulsion dans l'air	1.50
ANTHINOUS. — Aviation, recherches et expériences inédites.	2.20
Avions Breguet 19 A ² , notice technique	17.50
ARNOUX. — Équilibre des aéroplanes.	1.50
BREGUET. — Communication à l'Académie des Sciences.	10 »
— — L'avenir de l'aviation	1.50
— — Avions et hydravions commerciaux de l'avenir.	1.50
BONOMO. — L'aviation commerciale.	12 »
VIVENT. — Notre aviation marchande.	7.50
BRACKE. — Construction et manœuvres de l'aéroplane Wright.	1.50
BIAT. — Les frères Wright et leurs œuvres.	6.50
CHEVREAU. — Résistance des matériaux appliquée à l'aviation.	2 »
GASTOU. — La théorie de l'aviation.	1.50
Étude sur les hélices sustentatrices publiée dans le fascicule II de l'Institut de Kontchino.	8 »
Le vol à voile, rapports du Comité de propagande aéronautique	8 »

Calcul et Construction
des
Avions Légers

EN PRÉPARATION :

DEUXIÈME PARTIE

Calcul des efforts

TROISIÈME PARTIE

Calcul de résistance : Technologie et Construction

OUVRAGES DU MÊME AUTEUR

Précis d'aérodynamique.....	12 fr. »
Impressions d'un bombardier, 1915.....	6 fr. 50

EN VENTE A NOTRE LIBRAIRIE

BILBAULT (G.). — Utilisation pratique de la polaire logarithmique pour le calcul des performances des avions.....	10 fr. »
GASTOU (R.). — L'Hélice aérienne à pas constant, à pas variable. Théorie-expérimentation. — Calcul. — Fabrication. — 2 vol.....	24 fr. »
HAMEL (G.-R.). — Éléments de navigation aérienne pratique.....	12 fr. »
SABLIER (G.). — Manuel pratique de construction des planeurs.....	12 fr. »

R.-G. DESGRANDSCHAMPS

INGÉNIEUR E. S. Aé.

ANCIEN PROFESSEUR A L'ÉCOLE SUPÉRIEURE D'AÉRONAUTIQUE

Calcul et Construction des Avions Légers

PREMIÈRE PARTIE

CALCUL AÉRODYNAMIQUE



4
629.7
DES
I

LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

FONDÉE EN 1905

F.-Louis VIVIEN, Libraire-Éditeur

48, Rue des Écoles — PARIS (V^e)

1931

1185333/1

*Tous droits de reproduction, de traduction et d'adaptation
réservés pour tous pays.*

Copyright by F.-Louis VIVIEN 1930

PRÉFACE

Les clubs d'avions légers prospèrent en Angleterre; les Universités allemandes ont leurs fervents du planeur; en France, l'impulsion est beaucoup plus lente pour la simple raison que nos étudiants des écoles techniques ont, en général, un programme intellectuel trop chargé et ne possèdent qu'un bagage pratique, des connaissances manuelles extrêmement restreints. Ce petit livre s'adresse surtout à ceux qui ont le goût de réaliser, mais qui, ne possédant peut-être pas les notions théoriques indispensables, perdent un temps précieux en recherches, construisent uniquement par comparaison, avec l'inquiétude démoralisante d'un résultat décevant.

Ils trouveront ici un guide qui leur permettra de calculer un avion de bonnes qualités. Pour ceux que — légitimement — tentent des conceptions neuves et hardies, pour ceux qui veulent s'approcher toujours davantage de la perfection, nous indiquons particulièrement, ci-dessous, certains ouvrages plus savants qui expliquent chaque formule, qui approfondissent chaque question (1).

Mais, sans doute, est-il nécessaire à celui qui veut s'initier à une science d'en connaître d'abord les généralités et les principes, les résultats solidement acquis avant de démonter pièce à pièce le mécanisme — même avec l'intention de le perfectionner.

Aussi pensons-nous rendre service à tous ceux qui, avec un bel enthousiasme et une foi profonde, désirent réaliser de leur

(1) TOUSSAINT, *L'aviation actuelle*.

LECOINTE, *Calcul de résistance de l'avion* (Cours de l'E. S. A.).

propre cerveau et de leurs propres mains un petit avion sûr et moderne.

Nous avons placé en tête de ce livre les conditions d'obtention du certificat de navigabilité. Ces quelques pages liminaires peuvent sembler arides et les prescriptions sévères, mais nous estimons loyal de prévenir le constructeur dès l'abord, au lieu de l'engager aveuglément dans la voie de la réalisation avec de bonnes bourrades et des « ça collera » qui ne sont pas de mise quand on désire réellement le succès. L'opportunité de ces règles a été maintes fois discutée et notre ouvrage n'est pas une tribune; il est indéniable, d'ailleurs, que ces prescriptions constituent une sauvegarde et ne sont nullement un obstacle pour qui veut construire sérieusement. Quant à nous, elles ont été notre point de repère au cours de ces pages.

R.-G. D.

INTRODUCTION

A) Définition de l'avion de tourisme (1).

Sont considérés comme appareils de tourisme les avions exclusivement utilisés par leurs propriétaires ou leurs employés, soit pour leur propre usage, soit pour celui de leurs invités personnels, à l'exclusion de tout transport de passagers, de poste ou de marchandises comportant une rémunération de quelque nature qu'elle soit.

B) Conditions de vol des avions terrestres prototypes (2).

Tout avion terrestre prototype doit satisfaire aux conditions de vol spécifiées ci-après, ces conditions supposant que, lors des épreuves de vérification correspondantes :

1° *L'avion prototype sera chargé au poids total maximum et suivant la répartition à indiquer sur le certificat de Navigabilité.*

2° *Le moteur ne doit pas dépasser la puissance nominale ou internationale (tolérance 6 %), ni le nombre de tours nominal ou international (tolérance 50 tours) correspondant à son type.*

3° *Le combustible utilisé répondra aux spécifications du combustible utilisé pour l'homologation du moteur prototype correspondant.*

Il appartiendra aux utilisateurs de déterminer et de faire agréer par les services officiels les variations de charge que le poids total maximum autorisé de l'avion devra subir pour que les conditions de décollage suivantes soient encore satisfaites lorsque les données atmosphériques varieront elles-mêmes suivant les aérodromes et suivant les saisons.

Les épreuves de vérification seront effectuées sous le contrôle du Service Technique de l'Aéronautique sur les aérodromes agréés par l'État à cet

(1) *Bulletin de la Commission Internationale de Navigation Aérienne, mai 1927.*

(2) *Règlement du S. N. Aé. français pour l'obtention du Certificat de Navigabilité, pièce indispensable pour que l'appareil soit autorisé à pratiquer la navigation aérienne. Le certificat français permet d'ailleurs à l'appareil de pratiquer la navigation internationale.*

effet et suivant la technique d'essai en vigueur au S. T. Aé. au moment de leur exécution, après exécution des pesées nécessaires pour déterminer le devis des poids détaillés de l'avion. Si, lors de l'exécution de ces épreuves, les conditions atmosphériques diffèrent de celles de l'« Air International » (air sec, pr. = $760 \frac{\text{mm}}{\text{m}}$ au sol, $\theta = 15^{\circ}$ centigrades au sol), les résultats obtenus seront corrigés pour les rapporter à l'« Air International ».

Le S. T. Aé. pourra exiger que toute épreuve ayant montré que l'avion ne satisfait pas à l'une des conditions exigées soit recommencée une ou plusieurs fois de façon satisfaisante avant d'être considérée comme valable.

Les épreuves de vérification des conditions de vol spécifiées ci-après seront complétées par la détermination de la vitesse maxima en palier au sol et de la vitesse sur la trajectoire de montée après décollage en vue de la vérification de la résistance mécanique de l'hélice.

Ces conditions de vol sont les suivantes (AVIONS DE TOURISME) :

1^o DÉCOLLAGE. — Franchir un obstacle de 20 m. de hauteur au-dessus du sol de l'aérodrome de départ, sans parcourir plus de 600 mètres en projection horizontale.

Atteindre l'altitude de 360 mètres au-dessus du sol de l'aérodrome de départ, en moins de trois minutes.

2^o ATERRISSAGE. — Tout avion de tourisme doit pouvoir s'arrêter, en roulant à l'atterrissage, sur moins de 250 mètres. L'épreuve de vérification se fera sur un terrain plan horizontal et par vent inférieur à 2 m. 50 par seconde, vitesse mesurée à une hauteur comprise entre 5 et 10 mètres au-dessus du sol de l'aérodrome. L'avion arrêtera son moteur et commencera une descente en vol plané à 50 mètres environ au-dessus du sol. Le longeur sera mesurée à partir du premier contact de l'avion avec le sol jusqu'à arrêt complet.

3^o VOL PLANÉ. — Descendre en vol plané sur une distance horizontale au moins égale à 6 fois sa hauteur.

4^o MANIABILITÉ. — Exécuter en moins de dix minutes cinq huit successifs au-dessus de l'aérodrome à une altitude comprise entre 500 mètres et 1.000 mètres sans varier de plus de 100 mètres d'altitude.

5^o ENDURANCE. — Exécuter en dehors de toute révision d'une partie quelconque du planeur ou du groupe moto-propulseur, des vols d'une durée totale au moins égale à 4 heures, chaque départ étant effectué à pleine charge et l'un au moins de ces vols devant avoir une durée au moins égale à celle qui correspond à la consommation des $\frac{9}{10}$ de la quantité d'essence contenue dans les réservoirs d'essence pleins (cette consommation étant évaluée dans l'hypothèse que le moteur fonctionne à sa puis-

sance nominale avec une consommation spécifique par CV/heure égale à la consommation spécifique figurant sur les tableaux officiels en vigueur au moment de l'exécution de celle épreuve) sans qu'aucune pièce subisse de détérioration, de déformation permanente ou d'usure anormale.

C) Conditions de construction des avions.

Ces conditions seront énumérées au cours des divers chapitres de la Deuxième Partie de l'ouvrage.

D) Éléments techniques à fournir en vue de l'obtention du certificat de navigabilité.

1^o Polaire. — Vue d'ensemble. — Devis des poids. — Conditions de centrage prévues. — Calcul des performances.

2^o Calculs de résistance selon les règles de la CINA (voir Deuxième Partie) relatifs aux éléments ci-après (y compris leur revêtement et leurs attaches) :

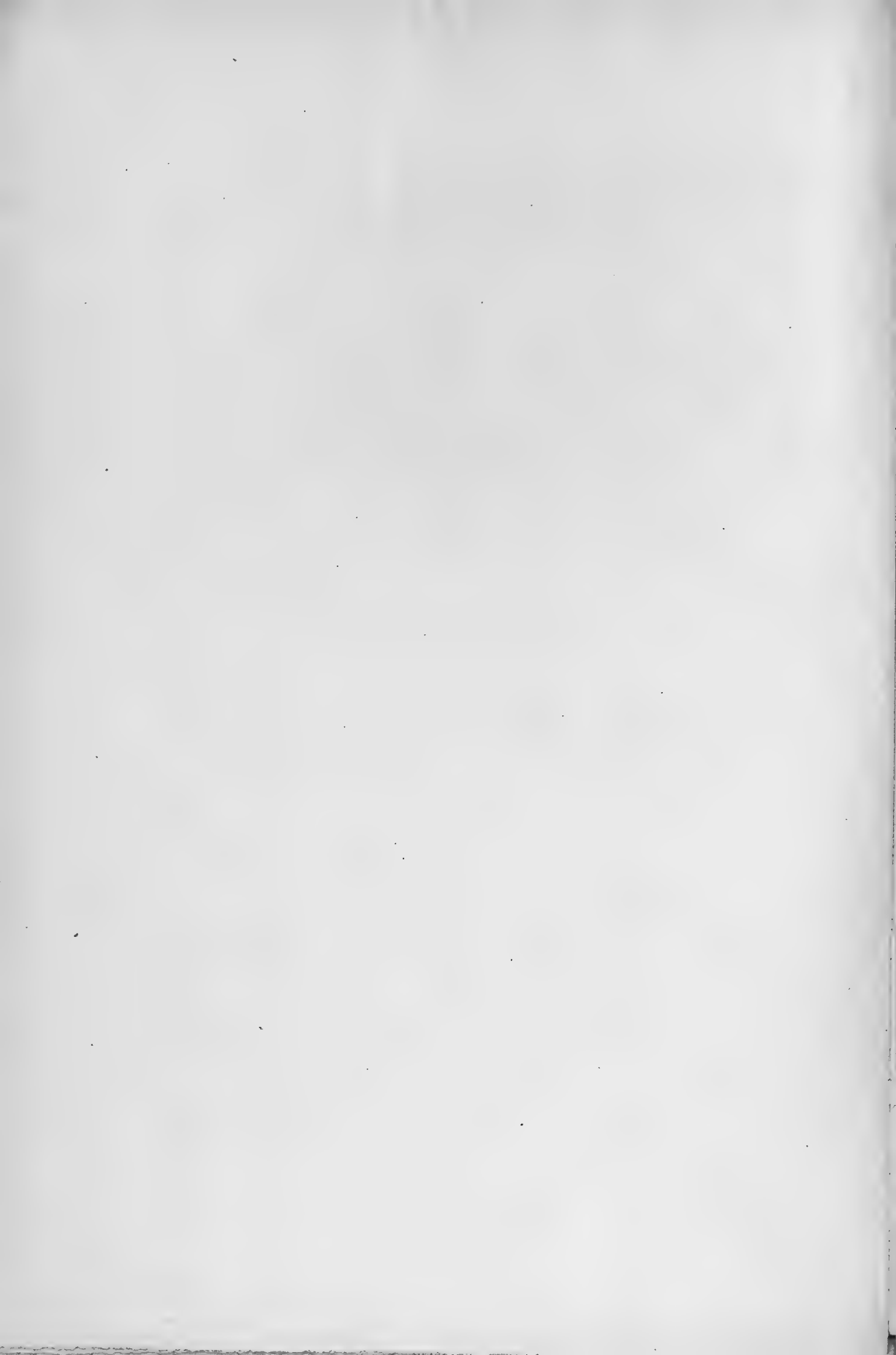
- a) Cellule — ailerons et leurs commandes ;
- b) Fuselage — bâti-moteur — empennages, gouvernes et leurs commandes ;
- c) Train (avec amortisseurs, roues et freins s'il y a lieu).

3^o Une maquette complète et conforme de l'appareil doit faire, en temps utile, l'objet, dans un laboratoire de l'État, d'essais complets en girouette permettant d'apprécier les caractéristiques aérodynamiques et la stabilité statique de l'avion. Les résultats de ces essais devront être reconnus satisfaisants. La maquette doit être accompagnée des plans correspondants (profils cotés, vues d'ensemble) établis sur calque (1).

Après vérifications de tous ces éléments le S. T. Aé. décidera s'il y a lieu d'effectuer des essais statiques.

N. B. — Les éléments techniques ci-dessus sont à fournir en deux exemplaires au format 21 × 31.

(1) Il y a lieu de fournir au laboratoire non seulement la maquette elle-même, mais aussi les gabarits et plaquettes nécessaires aux divers essais au tunnel; nous n'insisterons pas sur ces détails qui sont bien connus des ébénistes spécialisés dans la fabrication des modèles; rappelons, toutefois, que pour l'essai dans les petites souffleries (St-Cyr; laboratoire Eiffel; petit tunnel du S.T.Aé.), l'envergure optima est de 0 m. 90, le poids maximum de 8 kilos.



RAPPEL DE QUELQUES NOTIONS D'AÉRODYNAMIQUE ⁽¹⁾

Lois. — En vol rectiligne horizontal, le poids de l'avion est équilibré par une force égale au coefficient de poussée caractéristique du profil, multiplié par la surface de l'avion et par le carré de la vitesse

$$P = \frac{100 \text{ } C_z}{1.600} S V^2 \text{ (2) ou } \frac{P}{S} = \frac{100 \text{ } C_z}{1.600} V^2.$$

La traction de l'hélice est équilibrée par une force égale au coefficient de traînée caractéristique du profil multiplié par la surface de l'avion, augmenté de la traînée des parties autres que l'aile, le tout multiplié par le carré de la vitesse

$$F = \left[\frac{100 \text{ } C_x}{1.600} S + \Sigma \right] V^2.$$

La puissance utile est égale à la traction multipliée par la vitesse

$$Tu = FV = \left(\frac{100 \text{ } C_x S}{1.600} + \Sigma \right) V^3$$

$$\frac{Tu}{S} = \left(\frac{100 \text{ } C_x}{1.600} + \frac{\Sigma}{S} \right) V^3 = \left(\frac{100 \text{ } C_x}{1600} + \frac{100 \text{ } C'_x}{1.600 \times S} \right) V^3.$$

DÉFINITIONS. — On appelle *polaire de profil* une représentation graphique des valeurs 100 C_z (portées en ordonnées) en fonction des valeurs 100 C_x (portées en abscisses) pour différents angles usuels de vol

$$100 \text{ } C_z = f(100 \text{ } C_x).$$

On appelle *polaire d'avion* une représentation semblable, mais dans

(1) La théorie de la polaire logarithmique, comme d'ailleurs les questions générales se rapportant à l'aérodynamique, sont traitées dans un ouvrage du même auteur : *Précis d'aérodynamique*.

(2) La formule développée est $1 = C_z \times \frac{\text{densité air}}{2g} \times S V^2 = C_z \times \frac{1,225}{2 \times 9,81} \times S V^2 = \frac{C_z}{16} S V^2 = \frac{100 \text{ } C_z}{1.600} S V^2.$

laquelle les coefficients de poussée sont multipliés par la surface de l'avion, les coefficients de traînée sont également multipliés par la surface de l'avion, mais de plus augmentés des traînées parasites

$$100 \text{ Cz S} = f (100 \text{ Cx S} + \Sigma).$$

On appelle *polaire logarithmique* une représentation semblable à la précédente, mais où les échelles des coefficients sont logarithmiques (afin de permettre une étude commode du mouvement horizontal de l'avion — ou performances — qui est défini par des formules comprenant V à des puissances 2 ou 3) et correspondent à des échelles de poids et de puissance utile. Ce graphique comporte en outre une droite des vitesses de coefficient angulaire $2/3$, gradué logarithmiquement et une ligne des altitudes.

On appelle *polaire logarithmique réduite*, une représentation semblable à la précédente, mais où les valeurs P , 100 Cz , Tu et $100 \text{ Cx} + \Sigma$ sont divisées par la surface alaire, de telle sorte qu'il suffit de connaître le poids au mètre carré alaire ou poids unitaire et la puissance utile unitaire pour déterminer les performances de l'avion.

Remarque. — Nous semblons avoir escamoté le coefficient $\frac{1}{1.600}$; il est, en réalité, rétabli par la correspondance des échelles 100 Cz et P et 100 Cx et Tu qui dépend elle-même du point origine choisi pour les vitesses.

Calcul et Construction

des

Avions Légers

PREMIÈRE PARTIE

CALCUL AÉRODYNAMIQUE

CHAPITRE PREMIER

PRÉDÉTERMINATION

En l'absence d'essai de la maquette — qui ne pourra être établie qu'après étude préalable — toutes performances peuvent se déduire approximativement et très simplement de l'étude de la polaire logarithmique réduite, ou courbe — établie à une échelle logarithmique — des poussées en fonction des traînées.

A) DONNÉES. — Quelles données exige la détermination des performances?

- 1° La portance de l'aile aux différents angles;
- 2° La traînée de l'aile ou résistance de l'aile à l'avancement aux angles correspondants;
- 3° Les résistances parasites ou résistances dues aux organes autres que les ailes.

Ces trois valeurs sont résumées par le tracé de la polaire;

- 4° La puissance T_0 du moteur;
- 5° Le rendement r ou ρ du propulseur,

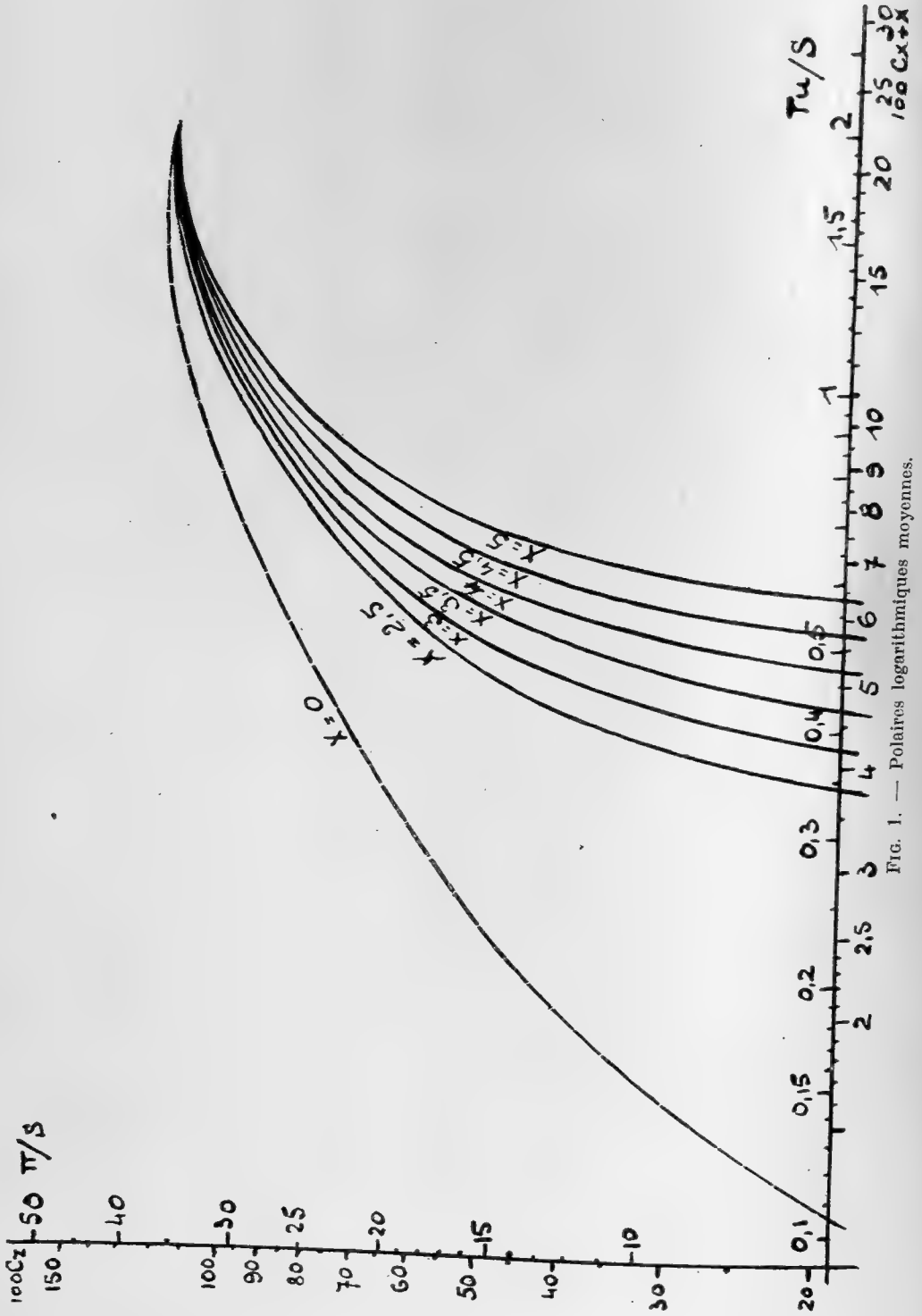


Fig. 1. — Polaïres logarithmiques moyennes.

ou, plus précisément, la puissance utile par mètre carré

$$= \frac{T_u}{S} = \frac{T_o \times r}{S},$$

S étant la surface alaire.

6° Le poids total P ou π , ou, plus précisément, le poids par mètre carré $= \frac{P}{S}$.

B) **POUSSÉE. — TRAINÉE. — RÉSISTANCES PARASITES.** — L'étude des divers profils courants pour avions (1) conduit à cette remarque que la polaire, c'est-à-dire la courbe des poussées en fonction des trainées, est à peu près constante quel que soit le profil — pour une même résistance parasite $X = \frac{100 C'_x}{S}$ (2) rapportée au mètre carré.

Sur la figure 1, nous avons tracé un réseau de courbes figurant une « polaire moyenne » pour différentes valeurs courantes de X. Cette dernière quantité caractérise la finesse de l'appareil; avec un monoplan à ailes elliptiques où les organes extérieurs sont réduits au minimum ou soigneusement carénés, on peut arriver à une valeur de $100 C'_x = 25$, ce qui donnerait, pour 10 m^2 de surface :

$$X = \frac{100 C'_x}{S} = 2,5.$$

Nous plaçant au point de vue de l'amateur qui ne possède pas les moyens d'une usine parfaitement outillée, nous estimons que cette valeur $100 C'_x$ sera le plus souvent supérieure à 40 en monoplan, à 50 en biplan.

Les courbes tracées figure 1 se rapportent à des valeurs X évaluées en chiffres ronds à

$$2,5 - 3 - 3,5 - 4 - 4,5 - 5.$$

On interpolera pour les valeurs intermédiaires.

C) **PUISSANCE.** — La puissance sera choisie par le constructeur en adoptant soit un des moteurs offerts par les constructeurs français tels

(1) Si l'on ne considère que des profils sans fente.

(2) Le coefficient qui affecte ici le terme C'_x est également employé pour la portance ou poussée ($100 C_z$) et pour la trainée ($100 C_x$), afin de rendre les calculs plus simples par la diminution du nombre des chiffres décimaux.

que Anzani, Salmson, Renault (1), soit un des moteurs étrangers ayant montré de bonnes qualités à bord des petits avions, tels que :

Daimler	20 CV
Walter	60 CV
Armstrong-Genet	85 CV
Cirrus	85 CV

Ci-dessous les caractéristiques des moteurs français les plus employés : les Anzani et Salmson ont leurs cylindres disposés en étoile; sur le Renault, les cylindres sont en ligne.

Type	Puissance à n tours/minute		Consommation horaire approxim.		Poids approximatif complet sec en kg.
	en CV		essence en kg.	huile en kg.	
Anzani 3A ₂ 3 cyl	24 à 26	1.400/1.600	7,5	1,9	55
— 3A ₂ 3 cyl.	30 à 35	1.400/1.600	10	2,7	65
— 6 cyl. 85×110.	40 à 45	1.400/1.600	13	3,4	75
— — 90×120.	50 à 60	1.400/1.600	16,5	4,5	85
— — 105×125	60 à 70	1.400/1.600	23	6	100
Salmson AD6, 6 cyl ..	25	1.900	6,25	0,5	60
— AD9, 9 cyl. .	40	2.000	9,8	0,8	75
— AC5, 5 cyl... .	65	1.800	16	1,3	110
— AC7, 7 cyl... .	95	1.800	23,5	1,9	130
Renault 4 cyl. en ligne.	95	2.000	20	1	140

D) RENDEMENT. — Le rendement du propulseur pourra être évalué en première approximation à 70 %. Ce chiffre peut, dans certains cas. favorables, être assez sensiblement accru (appareil très bien caréné — faible vitesse de rotation d'hélice — grande vitesse de translation); de même, il sera notablement réduit si le vent rejeté par l'hélice rencontre des corps nombreux et mal carénés (mâts, cordes à piano, ferures, etc...) ou si la vitesse de rotation est élevée par rapport à la vitesse d'avancement.

E) POIDS. — Le poids total se déduira, toujours en première approximation, de la comparaison avec des avions légers existants (voir plus loin tableau des caractéristiques de quelques appareils).

Le constructeur tiendra compte de ses moyens de fabrication; un

(1) Les constructeurs de moteurs livrent, en général, sur demande, tous les renseignements nécessaires au projet de l'appareil : courbe de puissance, poids, consommation horaire, dessin d'encombrement.

amateur ne peut espérer construire aussi légèrement que des usines très bien outillées; d'autre part, le rayon d'action, autrement dit le poids de combustible emporté, pourra faire varier sensiblement le total. De toutes façons, les poids à vide donnés plus loin peuvent constituer — à condition de les majorer légèrement — une bonne base de départ pour une première approximation.

F) SURFACE. — La surface portante pourra s'évaluer au moyen de la notion de coefficient aéronautique c. a.

$$c. a. = \frac{T_0}{P} \times \frac{P}{S},$$

ou

$$S = \frac{P^2}{T_0 \times c. a.}$$

Soit un appareil de 400 kgs, mû par un moteur de 35 CV, et pour lequel le coefficient aéronautique sera pris égal à 350 environ.

$$S = \frac{400^2}{35 \times 350} \cong 13 \text{ m}^2.$$

G) DISCUSSION SUR LE C. A. — Le décollage sera d'autant plus facile que la surface sera plus grande et la puissance plus élevée. La vitesse d'atterrissage décroîtra en même temps que le poids au m².

La facilité de manœuvre sera accrue en même temps que la puissance, de même la vitesse de marche, de même le plafond (l'influence de ces divers facteurs sera étudiée plus loin sur un exemple). Toutes ces raisons tendraient à faire adopter un c. a. faible.

Mais l'encombrement et le prix de revient kilométrique croissent en fonction inverse du c. a.

On peut évaluer à 450 le c. a. maximum d'une avionnette et à 250 le c. a. minimum.

V. *page suivante* les caractéristiques de quelques avions légers.

De l'étude précédente, on déduit donc que deux variables principales sont à la disposition du constructeur qui, par leur jeu, pourra obtenir les performances désirées ou s'en rapprocher sensiblement :

la surface et la puissance.

H) EXEMPLE. — Pour fixer les idées, nous choisirons un exemple : soit une avionnette de caractéristiques suivantes :

$$P = 400 \text{ k.}$$

$$T_0 = 35 \text{ CV.}$$

$$S = 13 \text{ m}^2.$$

Désignation	Nombre de places	Moteur	Puissance To en C. V.	Poids à vide P. V. en K.	Poids utile + Poids combust. = P. U. + P. C. en K.	Poids total P. en K.	Surface S. en m²	C. A.	Vitesse maxima Vo en K/h	Plafond réel en mètres
Albert.....	Mono	Salmson	40	255	105	360	10	324	145	5.500
Caudron C. 109.....	Bi	Salmson	40	340	190	530	20	351	125	
Caudron } } dérivés Caudron } du } 109	Bi	Anzani	50/60	370						
	—	—	70/80	392						
Guerchais.....	—	Salmson	60	390	194	584	20	284	142	3.450
Potez 36	Bi	Anzani	50/60	400	230	630	18	400	150	4.000
Klemm	Bi	Salmson	60	427	223	650	20	352	150	3.200
Klemm	Mono	Daimler	20	275						
Baumer	Bi	Salmson	40	315						
Junkers Junior.....	Bi	Walter	65	300	270	570	11,2	450	205	5.400
Pander	Bi	Armstrong	85	295	255	550	12,6	282	175	4.500
Avro-Avian	Bi	Anzani	40/45	320	200	520	17,7	375	125	4.000
Gipsy Moth.....	Bi	Cirrus	85	390						
	Bi	Cirrus	85	390						

On admettra comme valeur de $100 C'x$, 45

$$\text{soit } X = \frac{100 C'x}{S} = \frac{45}{13} = 3,46.$$

Tablons sur 3,5.

Le c. a., nous l'avons vu plus haut, est de l'ordre de 350. Nous avons isolé (*fig. 2*), du réseau de la figure 1, la courbe polaire moyenne avec $X = 3,5$. Le point caractéristique de notre appareil sera donné par les deux valeurs :

$$\frac{P}{S} = \frac{400}{13} = 30,8.$$

et

$$\frac{Tu}{S} = \frac{To \times r}{S} = \frac{35 \times 0,7}{13} = 1,89.$$

Sur la figure 2, on a noté le point d'abscisse 1,89 et d'ordonnée 30,8, soit O.

De ce point O, une parallèle à la droite des vitesses rencontre la polaire en un point A. La longueur OA mesurée sur la droite des vitesses, à partir du point d'origine Or définit une vitesse maxima au sol égale à $V_o = 124$ k/h.

Du point O, une parallèle à la droite des altitudes rencontre en un point B la parallèle à la droite des vitesses tangente à la polaire. Le vecteur OB reporté sur la droite des altitudes y définit un plafond théorique égal à 3.500 m. (1).

La vitesse minima de sustentation est donnée par le vecteur $\overline{CD}$, C étant le point de tangence de la polaire avec une droite parallèle aux abscisses, D étant le point de rencontre d'une parallèle aux vitesses, issue de C, avec la droite d'ordonnée constante $\frac{P}{S} = 30,8$. $\overline{CD}$ mesurée sur la ligne des vitesses et à partir de l'origine Or, mais dans le sens DC, définit une vitesse minima de sustentation = 72 k/h.

La vitesse d'atterrissage est, pratiquement, inférieure de 10 % par suite du freinage sustentateur produit par le matelas d'air comprimé sous le plan à l'arrivée au sol soit 65 k/h. Pour un avoin à aile surbaissée, on pourrait même compter sur une diminution de 15% au minimum.

I) VARIATIONS DE S ET DE To . — Nous allons montrer maintenant

(1) Afin de remplir les conditions de décollage imposées par la Commission Internationale de Navigation aérienne (C. I. N. A.) (voir *Introduction*), on cherchera à obtenir un plafond théorique de 3.000 m. au minimum.

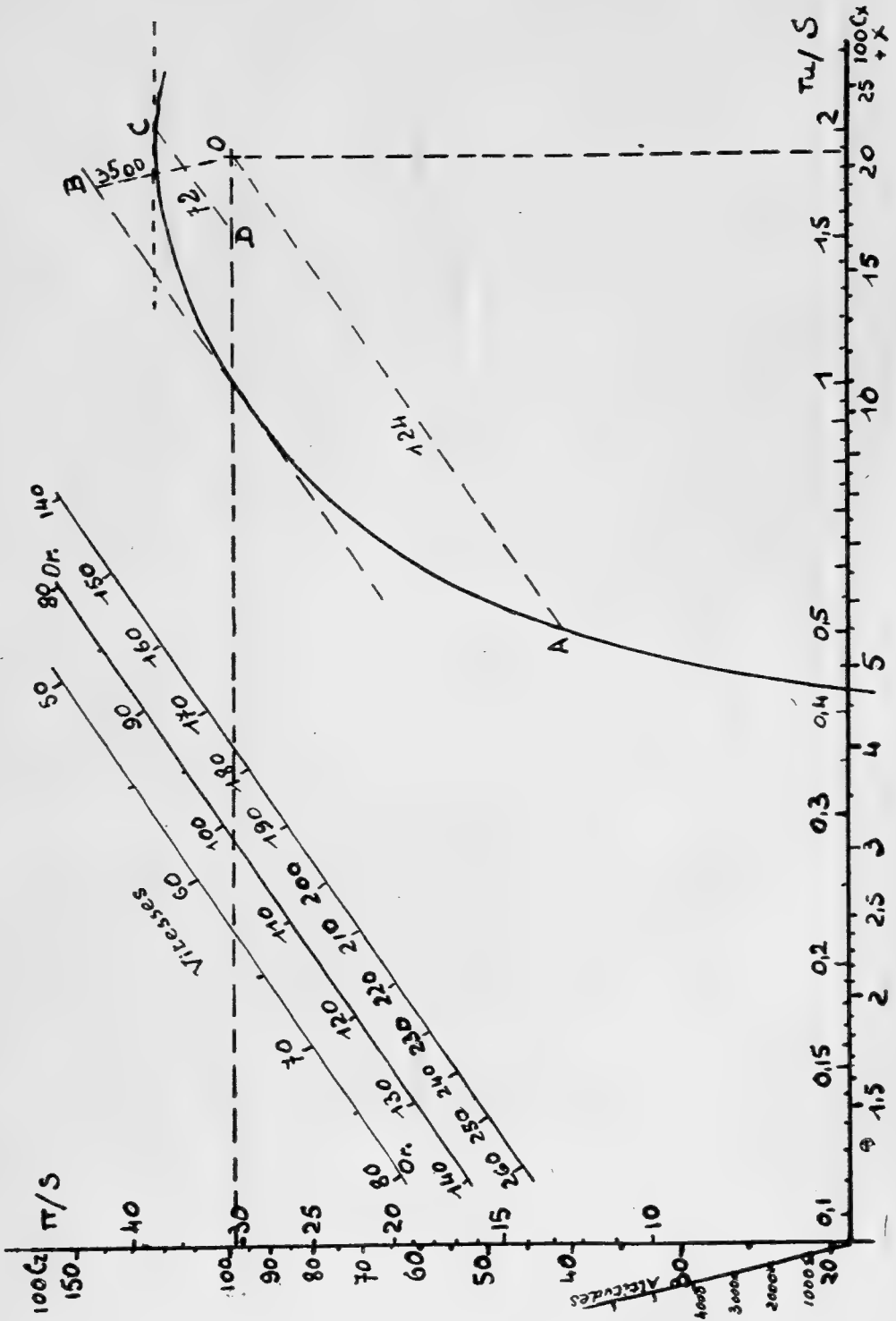


Fig. 2. — Polaire moyenne $X = 3,5$. Tracé des droites de performances.

comment il est loisible, par des variations de surface et de puissance, de faire changer les performances dans le sens désiré :

Toutes choses égales d'ailleurs,

La vitesse d'atterrissage sera diminuée par un accroissement de surface;

Le plafond sera augmenté par un accroissement de surface;

La vitesse sera accrue par une augmentation de puissance ou une diminution de surface.

a) *Exemple d'accroissement de surface*, toutes choses égales d'ailleurs.

$P = 400 \text{ kg}$ $Tu = 35 \text{ CV}$ $100 C'x = 45$ $S = 15 \text{ m}^2$ (au lieu de 13 adoptés dans l'exemple précédent).

$$\frac{P}{S} = \frac{400}{15} = 26,7;$$

$$\frac{Tu}{S} = \frac{35 \times 0,7}{15} = 1,63.$$

$$(c. a. = \frac{400^2}{15 \times 35} = 305).$$

$$\frac{100 C'x}{S} = \frac{45}{15} = 3.$$

Les performances lues sur la polaire de $X = 3$ sont (fig. 3) :

$$Vo = 122 \text{ k/h};$$

$$\text{Plafond théorique} = 4.100 \text{ m.};$$

$$V \text{ mini} = 67 \text{ k/h};$$

$$V \text{ atterr.} = 60 \text{ k/h}.$$

b) *Exemple d'une diminution de surface*, toutes choses égales d'ailleurs :

$$P = 400 \text{ kg.} \quad To = 35 \text{ CV} \quad 100 C'x = 45 \quad S = 11 \text{ m}^2.$$

$$\text{d'où } \frac{P}{S} = \frac{400}{11} = 36,4.$$

$$\frac{Tu}{S} = \frac{35 \times 0,7}{11} = 2,23.$$

$$(c. a. = \frac{400^2}{11 \times 35} = 415)$$

$$X = \frac{100 C'x}{S} = \frac{45}{11} = 4,1.$$

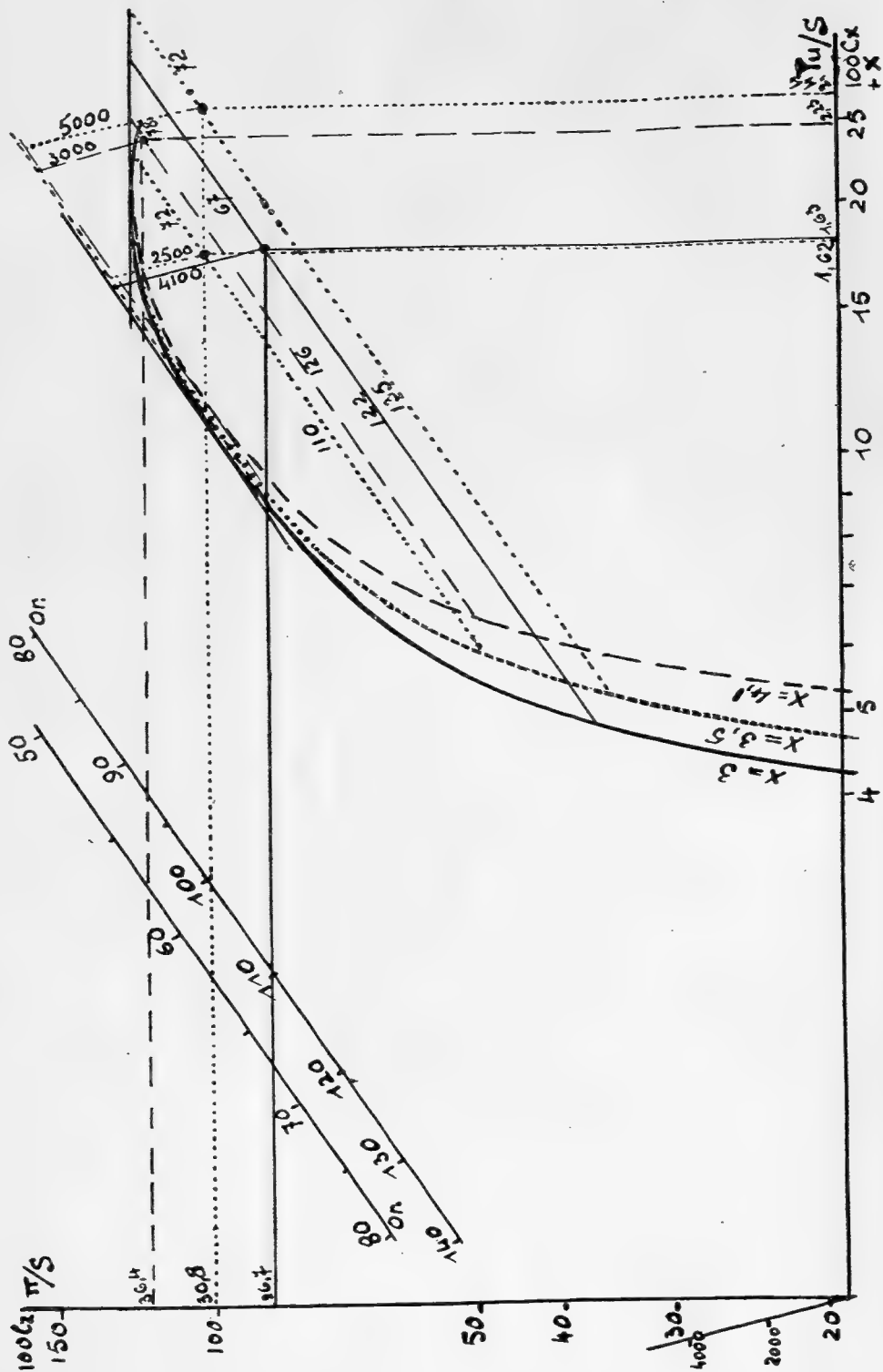


Fig. 3. — Polaires moyennes. Variations de S et de T_0 .

Les performances lues sur la polaire de $X = 4,1$ (fig. 3) sont :

$V_o = 126$ k/h;
 plafond théorique : 3.000 m.
 $V_{\text{mini}} = 78$ k/h;
 $V_{\text{att.}} = 70$ k/h.

On s'aperçoit que si les différences de vitesses maxima ne sont pas très appréciables dans l'exemple cité, par contre le plafond et la vitesse d'atterrissage varient sensiblement.

Nous avons supposé le poids total constant, ce qui est très voisin de la réalité car toute diminution de surface amènera une construction de voilure plus lourde au mètre carré.

Variation de puissance. — Les conditions d'économie qui doivent guider l'étude d'un avion de tourisme comme celui de l'exemple adopté (à différencier nettement d'un avion de sport) situent nos investigations au point de vue puissance dans d'étroites limites — pour une charge utile donnée; le poids total sera donc peu affecté; il n'en serait pas de même évidemment si l'appareil était envisagé pour un grand rayon d'action.

c) *Exemple d'une diminution de puissance*, toutes choses égales d'ailleurs :

$$P = 400 \text{ k.} \quad S = 13 \text{ m}^2 \quad 100 \text{ C}'x = 45 \quad T_o = 30 \text{ CV};$$

$$(c. a. = \frac{400^2}{30 \times 13} = 410);$$

$$\frac{P}{S} = 30,8.$$

$$\frac{T_u}{S} = \frac{30 \times 0,7}{13} = 1,62.$$

Performances lues sur la polaire de $X = 3,5$ (fig. 3) :

$V_o = 110$ k/h.
 Plafond théorique = 2.500 m.
 $V_{\text{mini.}} = 72$ k/h.
 $V_{\text{atterrissage}} = 65$ k/h.

d) *Exemple d'une augmentation de puissance*, toutes choses égales d'ailleurs.

$$P = 400 \text{ k.} \quad S = 13 \text{ m}^2 \quad 100 \text{ C}'x = 45 \quad T_o = 45 \text{ CV.}$$

$$(c. a. = \frac{400^2}{45 \times 13} = 275);$$

$$\frac{P}{S} = 30,8;$$

$$\frac{Tu}{S} = \frac{45 \times 0,7}{13} = 2,44.$$

Performances lues sur la polaire de $X = 3,5$ (fig. 3) :

$V_o = 135$ k/h;

Plafond théorique = 5.000 m.

$V. \text{ mini} = 72$ k/h;

$V. \text{ atterr.} = 65$ k/h.

On constate que la variation de puissance entraîne des différences sensibles de vitesse maxima et de plafond.

Le tableau suivant résume ces diverses investigations :

	P. = 400 K.			10 C'x = 45		
	To = 35			S = 13		
	S = 11	13	15	To = 30	35	45
V maximum	126	124	122	110	124	135
Plafond théorique.....	3.000	3.500	4.100	2.500	3.500	5.000
V. atterrissage.....	78	72	67	72	72	72

CHAPITRE II

AVANT - PROJET

1^o CONCEPTION ET TRACÉ D'ENSEMBLE. — La détermination rapide qui précède ayant permis de fixer les paramètres principaux, le constructeur tracera alors l'ensemble de son appareil selon son goût et ses observations personnelles (Fig. 4 et 4 bis).

Nous ne saurions trop insister en faveur d'un tracé simple, de lignes pures, avec le minimum de « barres » car chacune constitue une complication, un « risque », principalement du fait des ferrures afférentes. Mais les questions de poids interviennent pour limiter cette simplification qui, poussée à l'extrême, nous conduirait à l'aile volante que l'on ne peut guère envisager que pour de très gros appareils. Le dessin réalisé sera donc de lignes simples, mais compatible avec un faible poids (et aussi un prix de revient acceptable).

C'est par le jeu de ces facteurs et [suivant que l'un ou l'autre a été prépondérant dans l'esprit de l'avionneur que l'on arrive aux quelques types suivants de cellule pour avions de tourisme.

Aile semi-cantilever, rectangulaire, entoilée, bilongeron avec mât oblique et articulation;

Aile semi-cantilever, rectangulaire, entoilée, bilongeron, avec mât oblique et encastrement;

Aile cantilever rectangulaire, mais à épaisseur variable, bilongeron, entoilée ou contreplaquée;

Aile cantilever trapézoïdale bilongeron généralement contreplaquée;

Biplan rectangulaire entoilé, bilongeron à un mât vertical;

Sesquiplan rectangulaire entoilé, bilongeron à un mât vertical ou oblique;

Aile coque, multilongeron, cantilever, trapézoïdale, contreplaquée.

Le revêtement métallique (Junkers Junior), peu employé à cause du supplément de poids difficile à amortir sur l'ensemble d'un avion léger, constitue néanmoins une supériorité quant à la durée de l'appareil, la résistance aux intempéries mais rien ne prouve que nos ingénieurs-chimistes ne trouveront pas un enduit capable de rendre le contreplaqué aussi insensible que le métal.

Les empennages tant horizontaux que verticaux sont, en général, monoplans.

Le corps central porte généralement à l'avant le moteur; à l'arrière les empennages. Sur quelques appareils, toutefois, les empennages

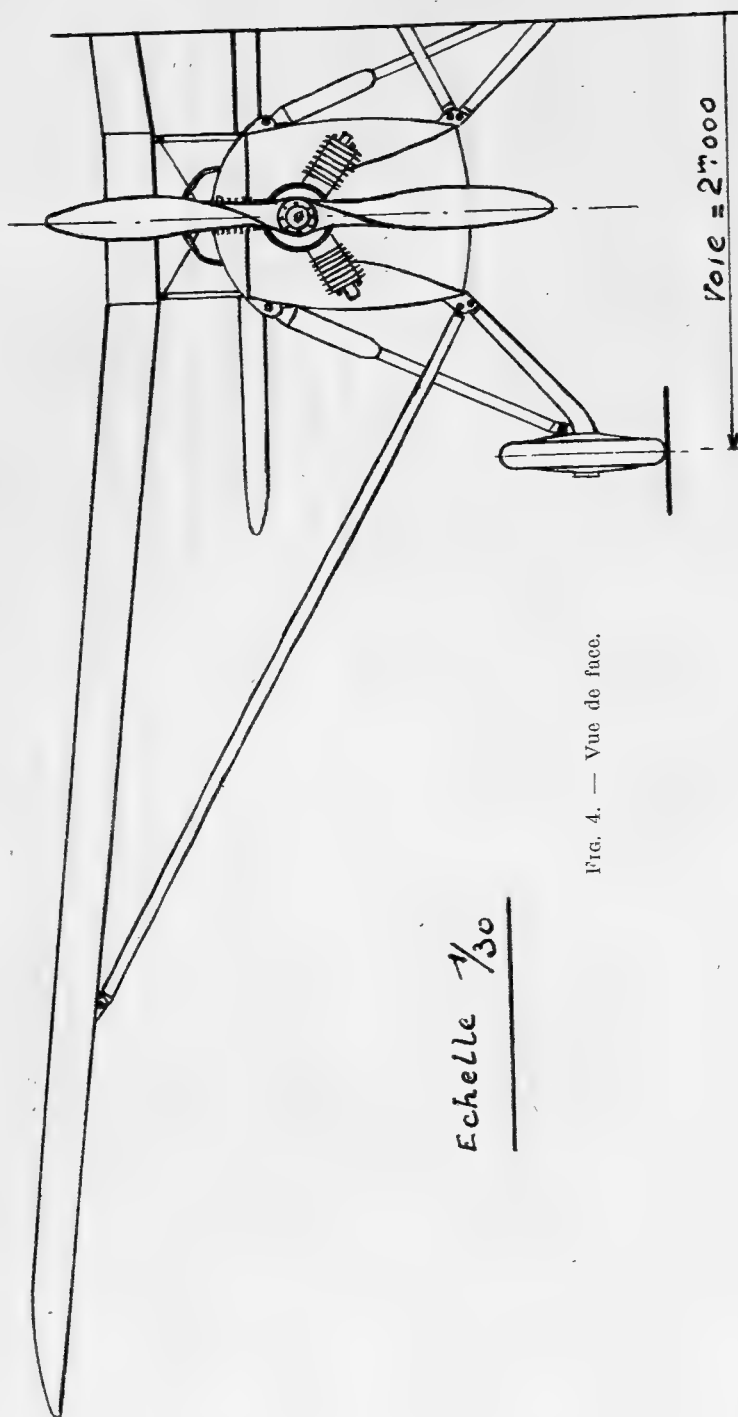
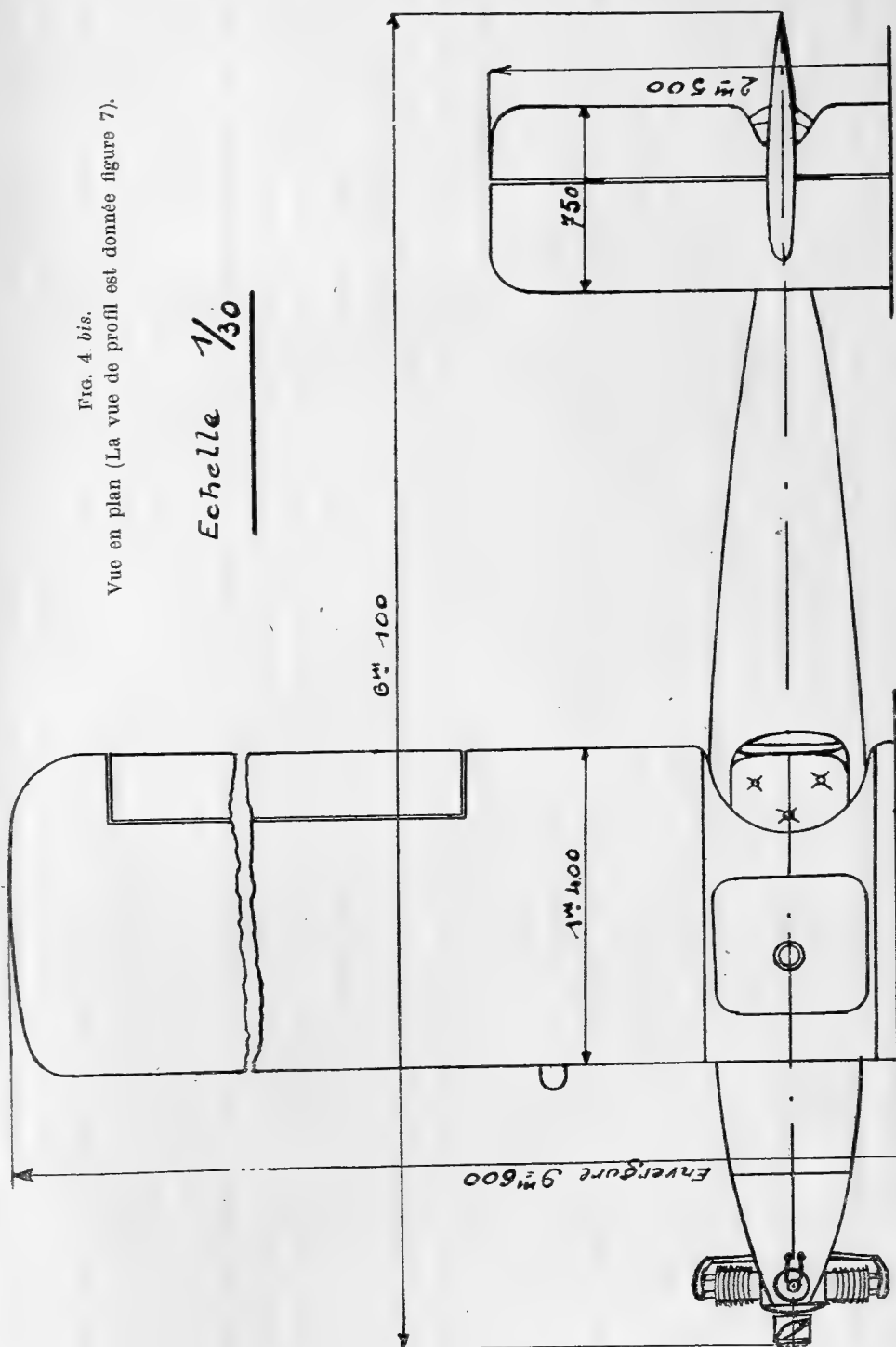


FIG. 4. — Vue de face.

Echelle 1/30

FIG. 4. bis.
Vue en plan (La vue de profil est donnée figure 7).

Echelle 1/30



sont supportés par des poutres de queue et le fuselage peut être réduit à un simple habitacle, le moteur étant placé au-dessus des plans (W. E. L.) ou bien le moteur est situé à l'avant de la nacelle comme dans le vieux G₃ ou à l'arrière de la nacelle, l'hélice tournant entre les poutres de queue.

Le train tend de plus en plus à une grande simplicité : deux jambes articulées formant panneau mobile (dont celle avant n'est autre qu'un essieu coudé) et une jambe élastique, également articulée.

Nous donnons ci-dessous les règles de tracé à respecter :

a) *Nacelle ou fuselage*. — Le fuselage sera assez spacieux pour loger le pilote et les commandes et permettre l'assise du moteur — s'il y a lieu — et des empennages, avec cette restriction que la traînée est en raison directe de l'importance du maître couple; le dessinateur s'aidera pour ce tracé d'un petit bonhomme articulé, établi à une échelle convenable, en contreplaqué, fibre, aluminium et d'un dessin d'encombrement du moteur.

b) *Voilure*. — L'allongement de la voilure — c'est-à-dire le carré de l'envergure divisé par la surface $= \frac{b^2}{S}$ — sera au minimum de 5, pour un bon rendement aérodynamique; la polaire s'améliore en effet assez sensiblement en fonction de l'allongement, mais les flexions s'accroissant aussi de ce fait, la poutre s'alourdit; l'allongement 10 semble être une limite dans la construction des avions (dans les planeurs de vol à voile, l'allongement va parfois jusqu'à 30 : planeur Austria de Kronfeld).

La surface des ailerons sera au minimum de 1/10 de la surface totale pour des appareils de tourisme, relativement lents; elle pourrait être réduite à 1/8 pour des engins type sport.

c) *Atterrisseur*. — *Garde de l'hélice*. — La hauteur du train et la garde de l'hélice sont ainsi définies :

La droite joignant le point de contact avec le sol de chaque roue extérieure à l'extrémité de la voilure sera inclinée d'au moins six degrés par rapport à la ligne du sol supposée horizontale (fig. 5).

La distance minima, c'est-à-dire amortisseurs à bloc — en ligne de vol — du cercle balayé par l'hélice au sol sera au moins de 0,15 fois la distance du plan de l'hélice au plan vertical des fusées et, en outre, toujours ≥ 0 m. 25 (fig. 5 bis);

La voie sera au moins égale à 1,5 fois la hauteur séparant le sol du plan inférieur du fuselage (avion en ligne de vol) (fig. 5); et d'autre part $\geq \frac{1}{5}$ envergure.

L'angle formé par la verticale du centre de gravité (voir plus loin :

Centrage), l'avion étant en ligne de vol, et la droite joignant le centre de gravité et l'axe des roues sera de huit degrés au minimum (fig. 5 bis); avec frein sur roues, cet angle sera de 12° au minimum;

L'angle formé par le sol supposé horizontal et la droite joignant le point de contact des roues avec le sol — avion en ligne de vol — et le point bas de la béquille sera voisin de 13 degrés (fig. 5 bis).

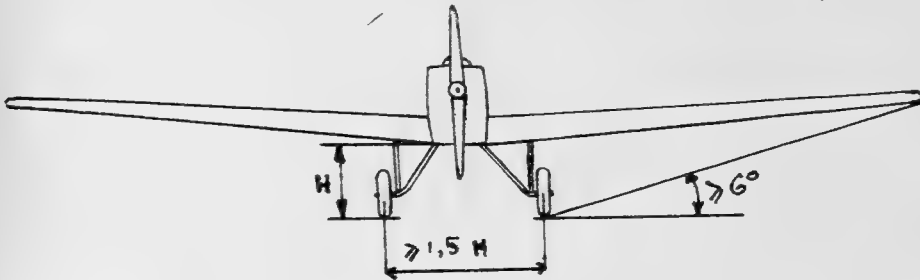


FIG. 5.

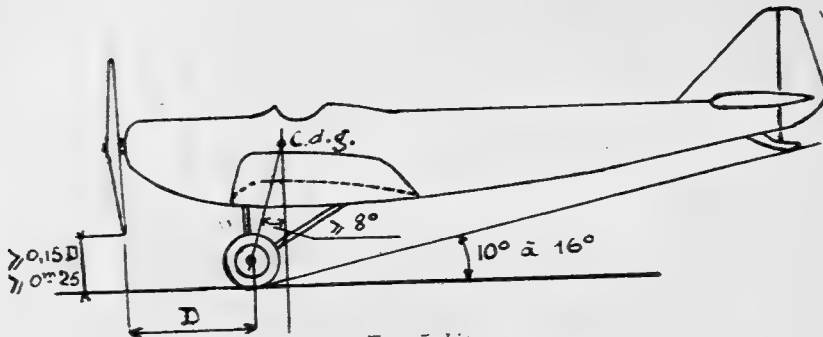


FIG. 5 bis.

d) *Moteur.* — Il y a avantage à placer l'axe de traction de l'hélice légèrement en dessous de l'horizontale du centre de gravité, avion en ligne de vol (Voir plus loin : Centrage), afin de produire un couple cabreur au départ ou pour toute augmentation de la puissance motrice et d'amorcer le piqué quand le pilote réduit les gaz ou coupe l'allumage.

e) *Surfaces d'empennages.* — Les surfaces d'empennages seront dessinées et évaluées par comparaison avec des appareils similaires qui ont montré de bonnes qualités de stabilité (longitudinale, de route, et de roulis), de maniabilité et d'amortissement (Voir plus loin tableau des dimensions d'empennages pour divers avions légers).

En outre, on vérifiera que le centre de dérive de l'appareil complet est bien situé en arrière de la verticale du centre de gravité et légère-

ment au-dessus de l'hozizontale du même centre (avion en ligne de vol).

De plus la stabilité longitudinale sera vérifiée par la formule de Lapresle :

$$\frac{x}{t} = 0,225 + 0,37 \frac{sL}{St}$$

donnant, en fonction de la profondeur de l'aile, la position extrême arrière que peut occuper le centre de gravité (fig. 6).

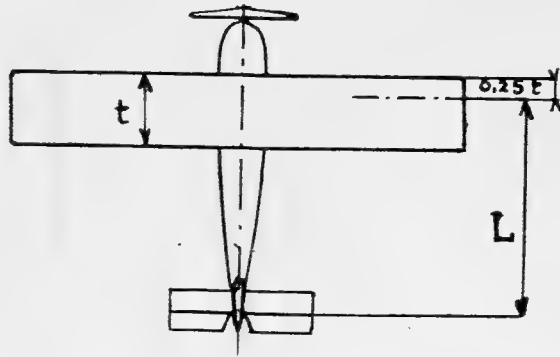


FIG. 6. — Formule de Lapresle.

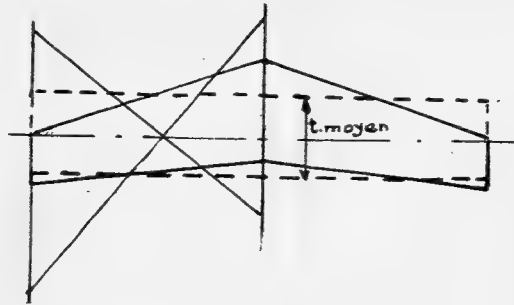


FIG. 6 bis.

x = distance du bord d'attaque au C. d. g.,

t = profondeur de l'aile,

s = surface des empennages horizontaux,

L = distance entre le quart avant de la voilure et la charnière du stabilisateur,

S = surface alaire.

La stabilité sera d'autant meilleure que le C. d. g. sera plus en avant du point donné par la formule (mais au détriment de la maniabilité).

(Il est à remarquer que cette formule ne s'applique bien qu'aux appa-

TABLEAU DES DIMENSIONS D'EMPENNAGES DE DIVERS AVIONS LÉGERS

	Albert	Bourgois	Caudron 192	Guer- chais	Mau- boussin	Potez 36	Baumer Sau- sewinde	Darm- stadt double mono- plan	Junkers Junior	Raab- Katzen- stein à grand rayon d'action	Moth- Tiger
Longueur fuselage non compris capota- ge moteur	4,70	5,70	6,00	6,10	3,90	6,50	4,90	4,90	5,50	4,85	4
Surface totale.....	10,00	13,00	13,60	18,00	10,00	20,00	11,20	12,10	12,60	13,00	7,12
Profondeur moyenne de l'aile	1,14	1,47	1,18	1,55	1,00	1,95	1,22	0,84	1,26	1,40	1,22
Surface empennage fixe horizontal.....	1,00	1,80	1,00	0,90	0,75	2,00	n'existe pas	1,00	1,20	1,50	0,48
— — mobile hori- zontal	0,65	0,80	0,90	1,10	0,75	1,15	1,65	0,80	1,20	0,58	0,65
— — fixe vertical..	0,34	0,40	0,60	0,60	0,40	0,50	n'existe pas	0,53	0,40	n'existe pas	0,22
— — mobile vertical	0,45	0,60	0,68	0,50	0,55	0,50	0,50	0,82	0,70	0,65	0,32
Distance du C. d. g. à l'articulation du stabilisateur	3,45	4,30	4,50	4,50	2,65	5,10	4	3,90	3,90	3,75	4,10
$s_0 + s_1$	1,65	2,60	1,90	2	1,50	3,15	1,65	1,80	2,40	2,08	1,13
$s_2 + s_3$	0,80	1	1,28	1,10	0,95	1,00	0,50	1,35	1,10	0,65	0,54
$\sum s_1$	0,485	0,385	0,675	0,55	0,635	0,315	0,77	0,75	0,46	0,31	0,475
$\sum s_1$	0,65	0,445	0,90	1,22	1,00	0,58	»	0,80	1,00	0,39	1,35
s_0	1,33	1,50	1,13	0,83	1,35	1,00	»	1,55	1,75	»	1,45
s_2	2	1,68	1,86	3,1	2,50	2,40	2,06	1,44	1,70	2,30	1,87
$\sum X d$	360	500	714	630	335	650	570	650	550	700	412
Poids total	40	40	95	50	34	60	65	80	85	80	110
Puissance nominale .											

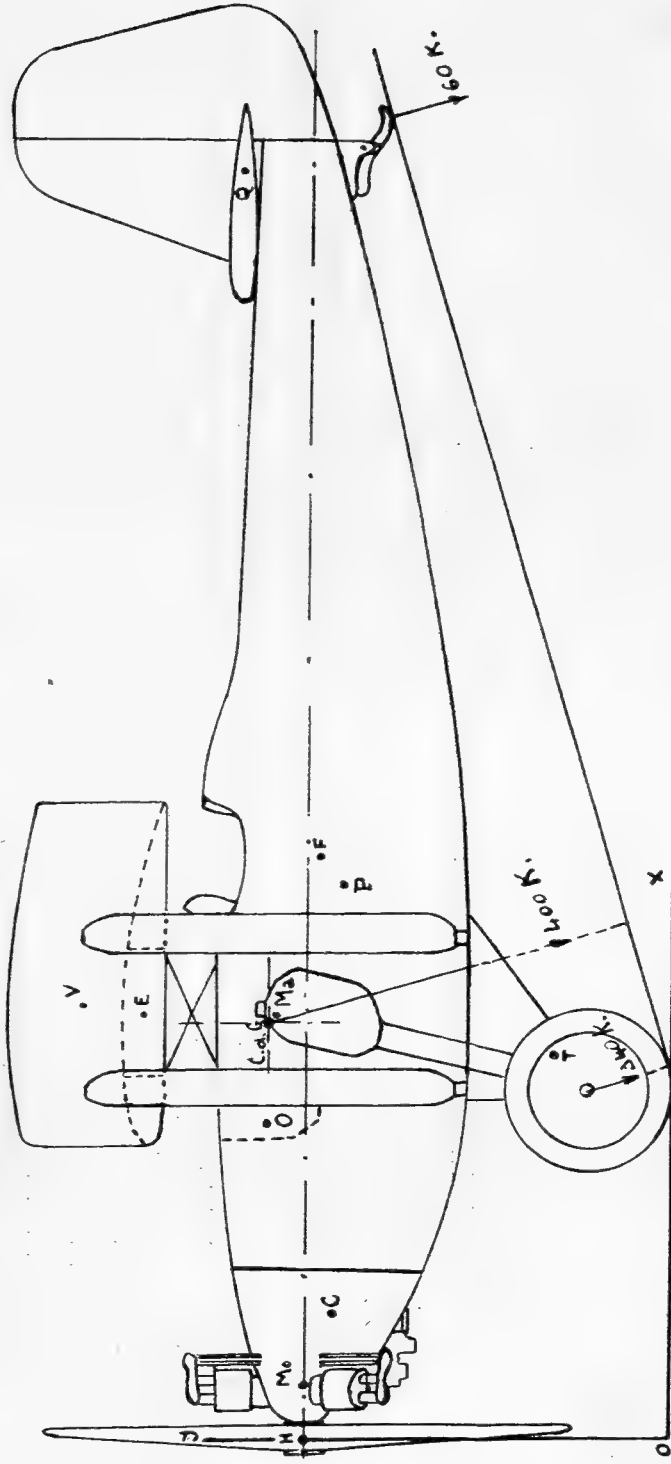


FIG. 7. — Centrage.

reils monoplans à moteur unique placé à l'avant du fuselage et à voilure de profil courant.)

Si la voilure est trapézoïdale ou en flèche, on considérera la profondeur moyenne, c'est-à-dire que l'aile sera assimilée à un rectangle de surface égale à la surface réelle, de profondeur égale à la profondeur moyenne et de même centre de figure que la surface réelle (fig. 6 bis).

2^o CENTRAGE. — On a remarqué, au cours de l'exposé précédent, que la position du centre de gravité constituait une donnée essentielle.

Le poids de chaque élément sera donc évalué aussi exactement que possible et le centre de gravité de ces éléments placé minutieusement sur un dessin de profil à échelle aussi grande que possible (1) (fig. 7).

On prendra deux axes de coordonnées, par exemple l'un à l'extrême-avant, l'autre étant la ligne du sol et l'on mesurera les distances δ à ces droites des centres de gravité partiels; on multipliera les poids partiels p par δ ; on obtiendra ainsi les moments partiels dont la somme divisée par le poids total donnera la distance du C. d. g. général à chacune de ces coordonnées.

Re- père	Désignation	Poid kg.	δ à OX m.	Mo- ments p. r. à OY	δ à OX m.	Mo- ments p. r. à OX
H	Hélice.....	10	0	0	1,40	14
Mo.	Moteur	60	0,23	13,80	1,40	84
C	Capot., tuy., commandes	8,6	0,48	4,13	1,33	11,45
O	Huile et rés.....	12,3	1,28	15,70	1,52	18,70
T	Atterrisseur	28,5	1,55	44,15	0,49	14
E	Essence et rés.....	39,3	1,70	66,80	2,04	80,20
Ma.	Mature	22,3	1,70	37,80	1,53	34,10
V	Voilure	73,5	1,75	128,50	2,25	166
P	Pilote	80	2,24	179	1,27	102
F	Fuselage.....	54,2	2,35	127,50	1,35	73
Q	Empenn., béq.	11,3	5,15	58	1,93	21,80
	Total	400		675,38		619,25

Verticale du C. d. g. à $675,38/400 = 1$ m. 69 de OY.

Horizontale du C. d. g. à $619,25/400 = 1$ m. 55 de OX.

Au sol { poids sur roues 340 kgs.
— béquille 60 kgs.

Les masses variables importantes (poids d'essence, passager s'il y a lieu) seront placées au voisinage immédiat du C. d. g. de façon que les différents centrages à charge totale ou à charge réduite (essence épuisée, passager absent) restent sensiblement identiques.

La charge sur béquille (avion au sol) sera normalement de 5 à 18 % de la charge sur les roues, le plus souvent aux environs de 10 %.

(1) Le format du volume ne nous a permis qu'une figure très exigüe. En pratique, l'échelle sera au moins égale au 1/10.

Dans un avant-projet, on ne pourra guère apprécier les poids qu'avec une assez large approximation et par comparaison avec des appareils similaires.

Le poids total d'un grand nombre de petits avions ayant été donné précédemment, on pourra — *grosso modo* — attribuer les proportions suivantes aux divers organes :

Groupe moto-propulseur (moteur, hélice, radiateur plein, réservoirs pleins, tuyauteries)	30	à	35	%
Capotage, commandes moteur.....	0,2	à	0,5	%
Voilure et mâture	15	à	25	%
Empennage complet	2	à	3	%
Atterrisseur.....	4	à	7,5	%
Fuselage aménagé et commandes avion.....	11	à	14	%
Soit, dans les meilleures conditions.....	62,2	%		
Et dans les conditions les moins bonnes.....			85	%

Il resterait donc pour le poids utile et le poids d'équipage de 37,8 à 15 %.

Le premier chiffre, 38 % environ, s'applique à des appareils très bien construits dans une usine disposant d'un matériel et d'un personnel excellent et de bons moyens financiers.

L'amateur ne pourra sans doute pas escompter une telle perfection, mais il devra s'efforcer d'obtenir un chiffre supérieur à 15 % que nous considérons comme franchement mauvais et atteindre au moins une proportion de 20 % pour le P. E. + P. U.

En cours d'études, puis en cours de fabrication, il y aura lieu de rectifier les différents poids et de recommencer, au fur et à mesure des pesées partielles, de nouveaux centrages plus exacts; ne pas hésiter à déplacer les masses, si besoin est.

3^o PROFIL. — Le constructeur choisira un profil convenable parmi ceux des bulletins techniques de mars 1923, n^o 12, et de février 1925, n^o 25, ou dans les résultats d'essais de Gottingen, ou dans les compte-rendus d'essais américains (N. A. C. A.) (1), etc...

Bien que les polaires des profils couramment employés ne soient pas très différentes entre elles, l'approximation donnée par une polaire moyenne n'est plus suffisante pour un avant-projet. On remarquera donc que chaque profil est caractérisé, en fonction de l'angle d'attaque, par sa portance 100 Cz,
par sa traînée 100 Cx,
par la valeur du coefficient de moment 100 Cm.

(1) Les bulletins français se trouvent dans les librairies aéronautiques; les autres peuvent être consultés au centre de documentation ou à la Bibliothèque du C. P. Aé. Les librairies techniques peuvent se les procurer sur commande.

Cette dernière quantité permet d'évaluer la position du centre de poussée en fonction de la profondeur d'aile :

$$\frac{100 C_m}{100 C_z} = \frac{x}{l'}$$

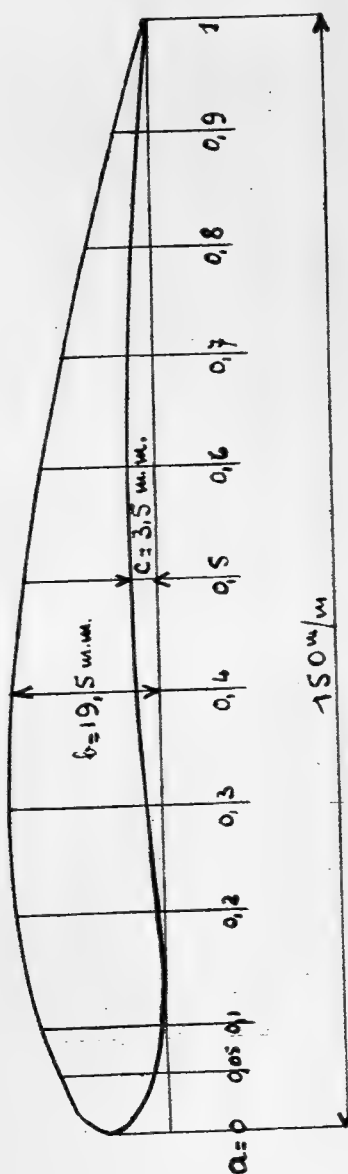


Fig. 8.

Profil 70 A; allongement 6. Bulletin n° 12. Long. corde = 150 mm.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	2,5	10	14	17,9	19	18,5	17,2	15	12	8,5	4,5	0
<i>c</i>	2,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Incidences (degrés).	— 6	— 3	0	2,95	5,95	8,90	11,90	14,90				
100 Cz	3,05	22,90	44,3	64	85	103,9	121,9	134				
100 Cx	4,81	2,47	2,11	3,21	4,75	7	9,38	12,43				
100 Cm		11,6	18,6	25,7	30	33,4	38,9	42,7				

Profil 5 B; allongement 6. Bulletin n° 12. Long. corde = 150 mm.

Ce profil est à profondeur constante, mais à épaisseur variable le long de l'envergure.

b et *c* se rapportent au profil d'emplanture.

*b*₁ et *c*₁ — d'extrémité.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	6,9	17,9	22,5	26,2	26,8	25,6	23,1	20	15,7	11,9	7,25	1,9
<i>c</i>	6,9	0,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,9
<i>b</i> ₁	2	3,3	4,4	5,2	5,2	5,2	5	4,8	4,2	3,3	2,8	1,5
<i>c</i> ₁	2	0,3	0	0	0	0	0	0	0	0,3	0,8	1,5
Incidences (degrés).	— 2,7	0,4	3,4	6,5	9,5	12,5	15,5	17				
100 Cz	14,6	35,5	58,8	84	103	122	127	121				
100 Cx	1,37	1,87	2,94	4,92	7,34	10,38	16,46	21,44				
100 Cm			15,6	24,5	35	43	51	53				

Profil 4 C; allongement 6. Bulletin n° 12. Long. corde = 150 mm.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	7,5	13,5	16,8	19,7	20,2	19,5	17,7	15	22	8,5	4,5	0
<i>c</i>	7,5	2,5	0,7	0,4	1,2	2,2	2,5	2,5	2,3	1,8	1	0
Incidences (degrés).	— 6	— 2,9	0,1	3,2	6,2	9,3	12,4	15,4				
100 Cz	5,95	27,6	49	70	90,2	106	116,5	120,3				
100 Cx	1,12	1,24	2,27	3,47	5,41	7,70	10,45	14,45				
100 Cm	3,16	10,2	15,2	18,1	22,6	25,9	28	32,4				

Profil 416 Göttingen. Allongement 5. Long. corde = 120 mm.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	10	13	14,5	15	15	13,4	12	10,3	8	5,8	3	0
<i>c</i>	10	7	5	2,5	1	0	1	2,7	1,8	1,6	1	0
Incidences (degrés).	—4,5	—3,1	—1,6	—0,2	1,3	2,8	4,2	5,7	8,7	11,7		
100 Cz	9,4	21	30,2	40,3	50,4	60	70	78,4	90,8	91,2		
100 Cx	0,98	1,22	1,59	2,07	2,72	3,57	4,62	5,65	8,37	9,59		
100 Cm	6,4	9	11,1	13,6	16,2	18,6	21	23,2	26	31		

Profil 426 Göttingen. Allongement 5. Long. corde = 120 mm.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	4	9,8	12,2	15,2	16	15,5	14	11,5	9	5,8	2,5	0
<i>c</i>	4	1,8	1,2	0,4	0	0,2	0,5	0,8	1	1	0,5	0
Inciden- ces (de- grés).	—6	—4,6	—3,1	—1,6	—0,2	1,3	2,8	4,2	5,7	8,6	11,5	14,5
100 Cz	7,2	17,2	27,2	37,6	48,7	58,6	70	80	90,5	109	127	128
100 Cx	2,12	1,76	1,87	2,25	2,71	3,39	4,18	5,30	6,40	9,18	13	17,8
100 Cm	11,4	13,6	15,9	19	21,6	24,2	27,2	29,8	31,9	37,4	42,3	44

Profil 436 Göttingen. Allongement 5. Long. corde = 120 mm.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	3,6	8,2	10,8	12,8	13	12,5	11,5	10	7,8	5,7	3	0
<i>c</i>	3,6	0,3	0,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Incidences (degrés).	—4,5	—3	—1,6	—0,1	1,3	2,8	4,3	5,7	8,7	11,6	14,6	
100 Cz	5	15	24,6	34,9	45,1	54,8	64,7	75,1	94,5	112	120,4	
100 Cx	1,3	1,33	1,59	1,89	2,47	2,94	3,82	4,88	7,28	9,99	13,8	
100 Cm	8,4	10,7	13	15,4	18,2	20,2	22,6	24,8	30,1	34,3	36,5	

Profil 386-428 Göttingen. Allongement 6.

A l'emplanture : profil 386. Long. de la corde = 120 mm.

A l'extrémité : profil 428. — — — 80 mm.

<i>a</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b</i>	8	17,2	20,5	23,5	24	23,3	21	17,8	14,2	10	5,2	0
<i>c</i>	8	2,8	1,5	0,2	0	0	0	0	0	0	0	0
<i>a'</i>	0	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
<i>b'</i>	1,2	3,8	5,1	6,7	6,6	6,4	5,7	5,1	4,1	2,9	1,7	0
<i>c'</i>	1,2	0,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Incidences (degrés) ..	— 7,8	— 4,75	— 1,7	+ 1,4	4,5	7,55	10,65	13,7	16,7
100 Cz	— 3,3	+ 18,7	41,2	63,5	86,5	107	125	141,3	146,5
100 Cx	3,2	1,9	2,6	3,7	5,5	7,85	10,9	14,5	19,5
100 Cm	8,8	16,2	23,6	31,1	38,8	45,3	50,9	55	58



FIG. 9. — Profil à fente.

Profil à fente. Lachmann. Allongement 6.

Cotes (Voir fig. 9).

1 ^o Fente AV fermée et volet à 0°											
100 Cz	0	20	40	60	80	100	120	140	160	170	
100 Cx	3	2,5	3	4	6	8	10,2	13	18	22	
100 Cm	6	13	20	26	31,5	38	45	52	57,5	62	

2 ^o Fente AV ouverte et volet abaissé à + 10°.														
100 Cz	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260
100 Cx	7,8	4,5	4,8	6,3	8,2	9,5	11	13,5	16,5	20	24	28,7	34	40
100 Cm	6	15	23	30	37	43	49	55	61	67	73	78	85	90

Remarque sur les profils à fente. — Les profils à fente (soit seulement à fente avant, soit à plusieurs fentes) permettent d'obtenir des polaires sensiblement plus hautes que les mêmes profils continus; par contre, la traînée est, elle aussi, augmentée. C'est pourquoi les constructeurs (Handley-Page, Curtiss...) utilisent un mécanisme qui permet soit l'ouverture de la fente combinée avec l'abaissement de l'aileron pour réduire l'atterrissage ou assurer une plus grande souplesse de manœuvres en vol, en un mot profiter de la haute sustentation, soit la fermeture de la fente avant, l'aileron étant alors remis dans le prolongement de l'aile pour utiliser la polaire plus fine et augmenter ainsi la vitesse de translation. Toutefois, ce dispositif a sa contrepartie dans la complication mécanique et l'augmentation du poids. Sur son avion de tourisme, le 36, Potez a délibérément supprimé le mécanisme, se contentant d'utiliser l'avantage de la fente avant fixe, au prix d'une légère diminution de la vitesse de translation.

Nous sommes persuadés de la haute valeur de l'aile à fentes sur l'avion léger, pour la raison que ce dispositif recule sensiblement la perte de vitesse et permet un atterrissage lent; en un mot, accroît considérablement la sécurité du pilotage.

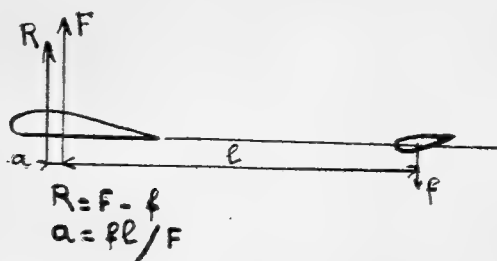


FIG. 10.

Remarque sur la position du centre de poussée. — On vérifiera que la position extrême avant du centre de poussée coïncide approximativement avec la position du C. d. g. trouvée par la formule de Lapresle car une bonne stabilité implique un empennage sous-porteur, c'est-à-dire déportant vers l'avant la résultante générale de poussée (fig. 10).

4° ÉTUDE DES RÉSISTANCES PARASITES. — Des études très complètes ont été poursuivies par le laboratoire de Saint-Cyr pour la détermination des traînées produites par les éléments non porteurs. On en trouvera le compte rendu détaillé et parfaitement explicite dans le livre : *L'aviation actuelle* de M. Toussaint.

Les coefficients de résistance varient en fonction de la vitesse et de la dimension du maître-couple.

Nous donnons ci-dessous un résumé simplifié et interprété de ces études pour le cas qui nous intéresse.

Soit C la résistance unitaire, c'est-à-dire la trainée en kilogrammes par mètre carré de surface opposée au vent et par mètre à la seconde :

Fuselage à section rectangulaire, d'allongement égal à 7, avec un appui-tête, un pare-brise, un tête de pilote, radiateur avant et empennages.....	C = 0,260
Un fuselage rond permettrait de ramener.....	C à 0,255
La présence d'un deuxième pilote ou passager, avec pare-brise et appui-tête ferait passer la valeur de	C à 0,290
Si le moteur est à refroidissement par air, on pourra prendre, pour un fuselage monoplace.....	C = 0,220
Pour un biplace	C = 0,250
et y ajouter les résistances dues au maître-couple du moteur pour lequel	C = 0,600
Mâts carénés, tubes profilés.....	C = 0,065 à 0,100
Roues.....	C = 0,500
Tubes ronds	C = 0,700
Cordes à piano, câbles ronds	C = 0,800
Haubans fuselés.....	C = 0,350

Pour les pièces mal carénées, les paquets de sandows, les sabots de béquille... et pour les interactions causées par la proximité ou la liaison des divers éléments, il sera bon d'attribuer un certain coefficient supplémentaire très variable mais que l'on peut apprécier à 10 % minimum pour un appareil soigné.

Nous référant à l'exemple précédemment utilisé pour le centrage, nous établirons ainsi les résistances passives de cet appareil :

Désignation	Surface du maître-couple en m ²	Coefficient C	C'x
Fuselage empenné, avec un pare-brise, un appui-tête, un pilote et carter du moteur.....	0,6180	0,220	0,1360
Supplément de résistance dû aux 3 cylindres et accessoires.....	0,1125	0,600	0,0675
Jambes du train et boîtes à sandows.	0,4500	0,065	0,0292
Roues.....	0,1000	0,5	0,0500
Mâts obliques.....	0,9800	0,065	0,0635
Mâts de cabane.....	0,0800	0,075	0,0060
Cordes à piano, câbles externes ..	0,0620	0,800	0,0496
Béquille	0,0500	1,200	0,0600
			0,4618

Ferrures externes, interactions : 10 % de supplément.

soit $C'x \text{ total} = 0,4618 \times 1,1 = 0,5079$.

$$\frac{100 \ C'x}{S} = \frac{0,5079 \times 100}{13} = 3,91 = X.$$

Nous arrondirons à 4, afin de n'avoir aucun mécompte par rapport à nos prévisions.

5^o DÉTERMINATION DES PERFORMANCES.

Considérant dès lors :

Le profil et ses caractéristiques (voir plus haut) : profil 70 A.

Le poids total de l'appareil : 400 kgs.

La somme des résistances passives ou mieux $\frac{100 \ C'x}{S} = X = 4$.

La surface totale évaluée, sur le même exemple. au cours de la prédétermination : $S = 13 \text{ m}^2$.

La puissance totale : 35 CV.

et adoptant, *a priori*, un rendement d'hélice que nous vérifierons ultérieurement, : $r = 0,7$,

nous pouvons dresser le tableau qui servira à tracer la polaire logarithmique :

Incidence (degrés)	-6,5	-6	-4,5	-3	0	2,95	5,95	8,90	11,90	14,90
100 Cz	0	3,05	10	22,9	44,3	64	85	103,9	121,9	134
100 Cx	5,5	4,81	3,6	2,47	2,71	3,21	4,75	7	9,38	12,43
100 Cx + X	9,5	8,81	7,6	6,47	6,71	7,21	8,75	11	13,38	16,43

Le tracé de la polaire est donné par la figure 11.

Sachant que $\frac{P}{S} = \frac{400}{13} = 30,8 \text{ k/m}^2$,

et que $\frac{Tu}{S} = \frac{To \times r}{S} = \frac{35 \times 0,7}{13} = 1,89$,

nous noterons le point caractéristique d'ordonnée 30,8 et d'abscisse 1,89 et de là un tracé identique à celui qui a été fait au cours de la prédétermination nous indiquera les performances :

$V \text{ au sol} = V_0 = 117 \text{ k/h}$;

$V \text{ à } 1.500 \text{ m.} = V_{1500} = 112 \text{ k/h}$,

le point caractéristique à 1.500 m. étant obtenu par simple translation du point O (V. fig. 2) sur la droite OB d'une quantité correspondante à 1.500 m.

Plafond théorique : 4.400 m.

V minima : 67 k/h.

V atterrissage : 58 k/h environ.

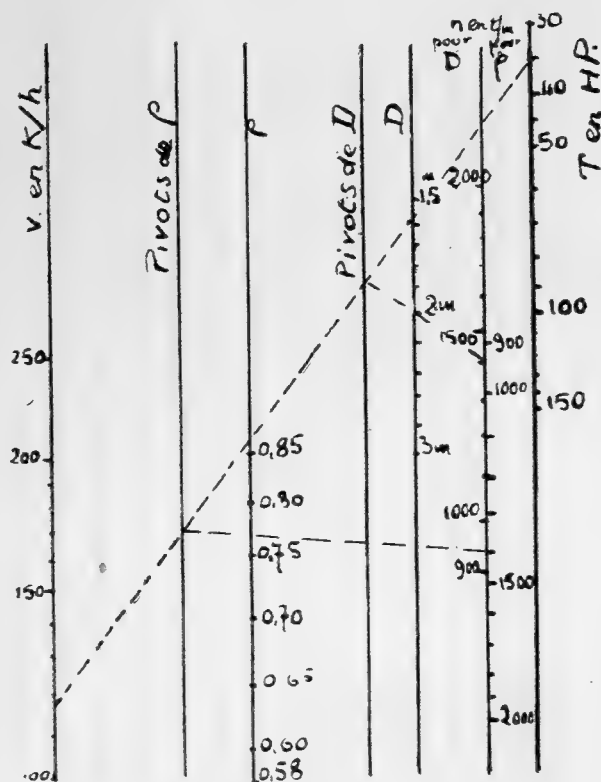


FIG. 12. — Abaque Caquot-Étienne.

Le rendement maximum de l'hélice, donné par l'abaque Caquot-Étienne, est égal à 0,765, le diamètre égal à 2 m. (fig. 12) (1).

Nous avons adopté un rendement inférieur qui tiendra compte de la résistance apportée au rejet des filets d'air par le fuselage, les barres du train, les roues, le plan...

(1) Pour obtenir D et ρ , on aligne V, T et les pivots; on joint les pivots à n (échelle de droite pour ρ ; échelle de gauche pour D). On lit le rendement ρ et le diamètre D.

Nota. — Les fonds de polaire donnés précédemment, ainsi que l'abaque Caquot-Étienne sont évidemment d'un emploi général et pourront servir pour toute étude nouvelle qu'entreprendra le lecteur.

Remarque I. — On remarquera que nous avons utilisé les coefficients 100 C_x fournis par le bulletin technique, pour une aile d'allongement 6.

Or, dans notre appareil, l'envergure adoptée est de 9 m. 60 = b , la surface de 13 m² = S ,

$$\text{soit un allongement} = \frac{b^2}{S} = \frac{9,6^2}{13} \cong 7.$$

Nous avons néanmoins conservé les valeurs 100 C_x à l'allongement 6 afin — une fois de plus — de n'avoir aucun mécompte sur les résultats par rapport à nos prévisions.

Pour calculer strictement, il y aurait lieu d'employer la formule suivante :

$$C_{x_a} = C_{x_6} + \left[\frac{\overline{C_z^2}}{\pi} \times \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{6} \right) \right]$$

ou

$$100 C_{x_a} = 100 C_{x_6} + \left[\frac{100 \overline{C_z^2}}{(100 \pi)} \times \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{6} \right) \right],$$

soit, dans notre cas :

$$\begin{aligned} 100 C_{x_7} &= 100 C_{x_6} + \left[\frac{100 \overline{C_z^2}}{314} \times \left(\frac{1}{7} - \frac{1}{6} \right) \right] \\ &= \frac{100 C_x}{6} - \frac{100 \overline{C_z^2}}{13.200} \end{aligned}$$

Le tableau servant à tracer la polaire peut dès lors s'établir ainsi :

100 C_z	0	3,05	10	22,9	44,3	64	85	103,9	121,9	134
100 $\overline{C_z^2}$	0	9,3	100	524	1.970	4.100	7.230	10.800	14.850	17.900
$\frac{100 \overline{C_z^2}}{13.200}$	0	négl.	0,0076	0,04	0,15	0,31	0,55	0,82	1,1	1,35
100 C_{x_6}	5,5	4,81	3,6	2,47	2,71	3,21	4,75	7	9,38	12,43
100 C_{x_7}	5,5	4,81	3,59	2,43	2,56	2,90	4,2	6,18	8,28	11,08
100 $C_{x_7} + X$	9,5	8,81	7,59	6,43	6,56	6,90	8,2	10,18	12,28	15,08

La polaire ainsi rectifiée est tracée en pointillé figure 11 : La vitesse au sol est augmentée de quelques hectomètres;

La vitesse à 1.500 passe de 112 à 113 k/h.;

Le plafond passe de 4.400 à 4.700 m.

Par le simple examen de la formule, on voit donc que les trainées croissent ou diminuent en fonction inverse de l'allongement. Il y aura lieu — par conséquent — de rectifier les valeurs des 100 Cx chaque fois que l'allongement sera inférieur à celui de l'essai ou nettement supérieur.

Remarque II. — Nous n'avons envisagé jusqu'ici que le monoplan. Bien que le biplan soit peu en faveur pour les avions légers (sauf en Angleterre), nous indiquerons pour ce cas la méthode de transformation des coefficients :

Une approximation simple a été couramment employée avant que les laboratoires n'aient établi de formule exacte :

La trainée affecte la surface entière.

La portance de l'aile supérieure est comptée à 100 %; la portance de l'aile inférieure à 80 %. Ce qui revient à conserver les valeurs 100 Cx et à affecter les valeurs 100 Cz du coefficient $R = \frac{s_{sup.} + 0,8 s_{inf.}}{S}$

soit pour un sesquiplan $s_s = 8$ et $s_i = 5$.

$$R = \frac{8 + (0,8 \times 5)}{13} = \frac{12}{13} = 0,922.$$

Pour un biplan à ailes égales $s_s = 6,5$ et $s_i = 6,5$.

$$R = \frac{6,5 + (0,8 \times 6,5)}{13} = 0,9.$$

Ce procédé ne s'applique que si l'entreplan est au moins égal à la profondeur de l'aile la plus large.

Au lieu d'affecter les Cz de l'aile inférieure d'un coefficient de réduction, Munck a établi par une série d'expériences les formules d'accroissement qu'il convient d'appliquer aux Cx des deux ailes

Cz biplan d'allongement $a = Cz$ relevé au bulletin, soit $Cz_a = Cz_b$ b étant l'allongement du profil essayé et noté au bulletin.

$$Cx_a \text{ biplan} = Cx_b \left(H - \frac{1}{b} \right) \frac{\overline{Cz}^2}{\pi}.$$

$$H = \frac{\text{surface totale}}{\left[1 + \left(K_1 - 1 \right) \frac{l_m}{l_M} \right] \left[\frac{\left(\frac{S_M}{S_m} \times b_M \right) + b_m}{\frac{S_M}{S_m} + 1} \right]^2}$$

K_1 = coefficient de Munck, fonction du quotient $\frac{\text{envergure maxi}}{\text{entreplan}}$
ou $\frac{b}{h}$ (fig. 13);

l_m et l_M = profondeurs d'ailes minima et maxima;

S_m et S_M = surfaces — — —

b_m et b_M = envergures — — —

Soit un sesquiplan, de surface $S = 13$ dont $s_{sup.} = 8 \times 1 = 8 \text{ m}^2$.

$s_{inf.} = 6,25 \times 0,8 = 5 \text{ m}^2$.

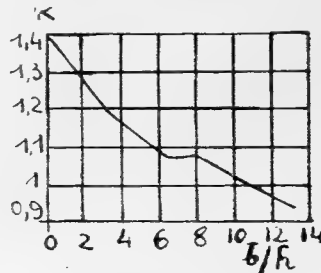


FIG. 13. — Diagramme de Munck.

et d'entreplan = 1 m. d'où $k_1 = 1,07$ (fig. 13).

$$H = \frac{13}{\left[1 + \left(1,07 - 1 \right) \frac{6,25}{8} \right] \left[\frac{\left(\frac{8}{5} \times 8 \right) + 6,25}{\frac{8}{5} + 1} \right]}^2$$

$$= \frac{13}{(1,055 \times 7,16)^2} = \frac{13}{57} = 0,228;$$

$$C_{x_{tot}} = C_{x_s} + \frac{C_z^2}{3,14} (0,228 - 0,1666) = C_{x_s} + 0,0195 \overline{C_z^2}.$$

6° ESSAIS DE MAQUETTE. — a) *Polaire*. — L'établissement d'une polaire de l'appareil pourra se faire — avantageusement — de manière expérimentale par l'essai en soufflerie, essai d'ailleurs exigé, ainsi qu'il a été dit plus haut, pour l'obtention du certificat de navigabilité.

Pour cela, on établira une maquette de l'appareil à échelle réduite. Ce modèle généralement en bois soigneusement verni au tampon reproduit les éléments principaux de l'avion, mais à l'exclusion de l'hélice et de tous organes de faibles dimensions dont les résistances prendraient, sur petits modèles, une importance relative exagérée. La plus

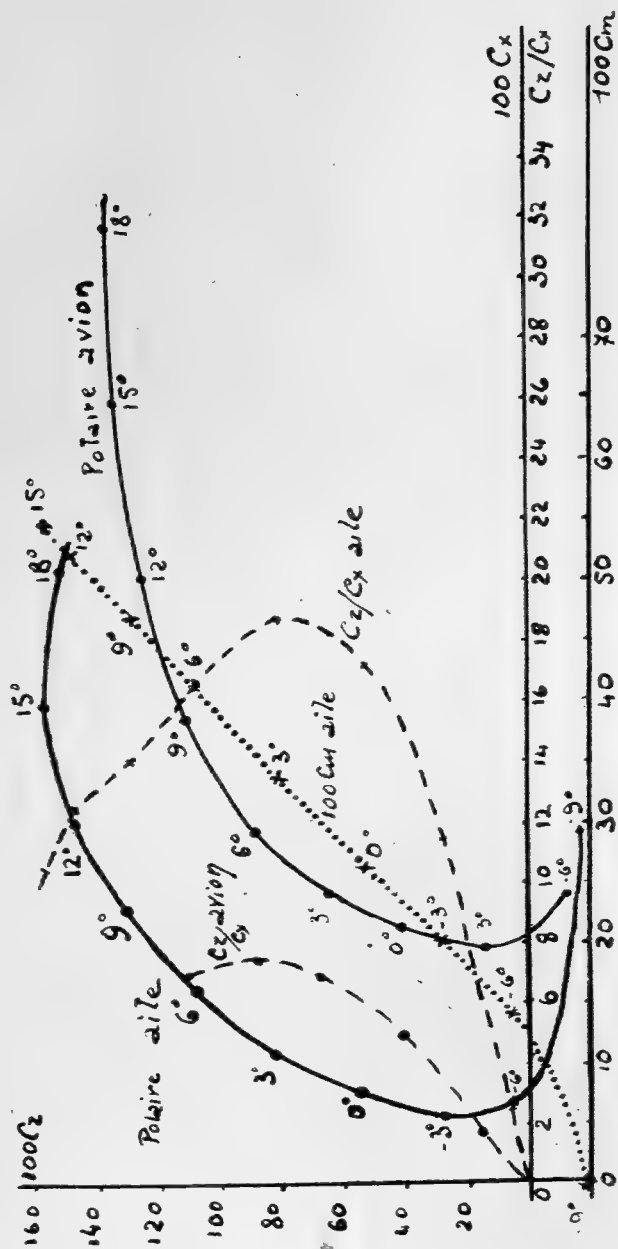


Fig. 14. — Polaire obtenue au tunnel.

grande dimension de la maquette est en général, comprise entre 0 m. 80 et 1 mètre, toutefois la grande soufflerie d'Issy-les-Moulineaux permet des dimensions sensiblement supérieures.

Le laboratoire fournit après essai les valeurs 100 Cz, 100 Cx, 100 Cm à différents angles pour l'avion complet, le tout traduit également par courbes (fig. 14 et tableaux).

Il suffira de transporter les valeurs 100 Cz et 100 Cx total sur le fond de diagramme logarithmique.

AILE N°											
Laboratoire X. Essai n° du S = 0 m² 0845; Corde : 0 m.125											
Incidences à la cor- de d'in- trados	i	— 9°	— 6°	— 3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	18°
	100 Cz	— 18,7	5,8	27,5	56,7	82,3	106,5	128,2	148	157	152
	100 Cx	11,4	2,87	2,44	3,25	4,42	6,5	9,12	11,75	15,8	20,4
	Cz/Cx		2,02	11,3	17,4	18,6	16,4	14	12,4	10	
	100 Cm	— 0,66	14	20	26,3	33,4	41,7	46,3	51,8	55	54,6

AVION Y COMPLET									
Essai du									
— 6°	— 3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	18°	
— 10,85	14,16	41,4	66	87,5	108,5	124	131,6	138	
9,5	7,8	8,3	9,55	11,7	15,4	20	25,8	31,7	
	1,83	5	6,91	7,48	7,05				

b) *Stabilités*. — De même les essais de *stabilité longitudinale* et de *stabilité de route* (1) devront — pour l'obtention du certificat de navigabilité — être exécutés sur maquette au laboratoire. Ce dernier donnera ainsi de précieuses indications de nature à faire adopter les modifications nécessaires aux empennages tant horizontaux que verticaux.

La méthode d'essai pour la mesure de la stabilité au roulis est actuellement à l'étude; on emploiera donc le processus de la comparaison avec des avions stables latéralement comme il a été dit plus haut (Chapitre II, 1°, e).

Les essais de *stabilité longitudinale* sont sanctionnés par l'établissement d'une courbe des 100 Cmg (coefficient de moment autour du Centre de gravité) en fonction des incidences de l'axe de traction sur

(1) Ces méthodes d'essai ont été réalisées et mises au point par M. Lapresle.

le vent. La stabilité est d'autant meilleure que la courbe est plus fortement ascendante vers la droite (fig. 15); tout essai donnant une branche

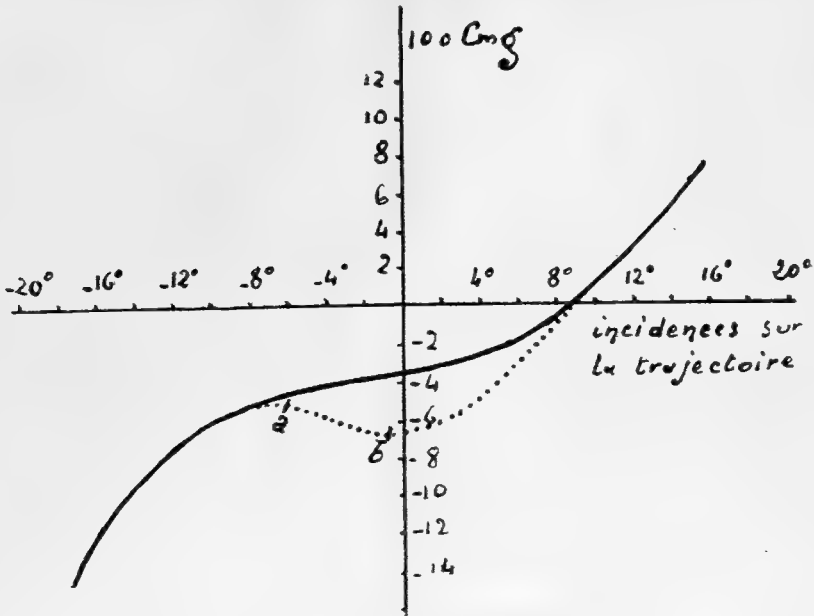


FIG. 15. — Stabilité longitudinale.

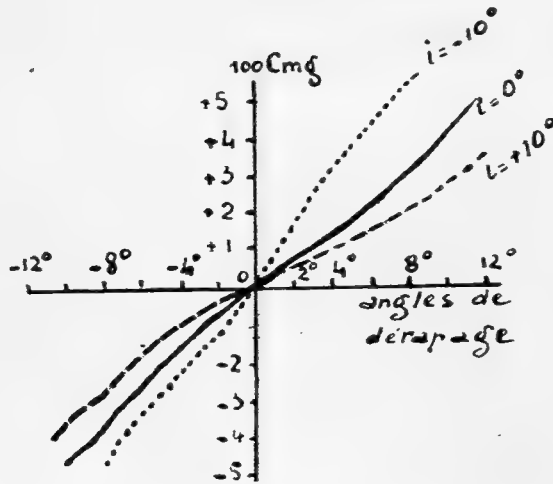


FIG. 16. — Stabilité de route.

descendante telle que ab indiquerait une instabilité dans cette zone, autrement dit une insuffisance du produit $se \times l$, c'est-à-dire surface

d'empennage horizontal $\times$ distance entre le C. d. g. de l'avion et le centre de pression de l'empennage. Il y aurait donc lieu d'agir constructivement sur l'un ou l'autre facteur ou sur les deux à la fois.

D'autre part, M. Lapresle a fait ressortir, au cours de ses essais, que les calages différents du plan fixe ou les braquages divers du gouvernail de profondeur ne modifiaient qu'insensiblement la stabilité longitudinale.

Les essais de *stabilité de route* sont également traduits par des courbes où figurent, en abscisses les angles de dérapage et, en ordonnées les valeurs 100 *Cmg*. Les courbes sont différentes suivant l'incidence *i* de l'avion, mais elles ne sont satisfaisantes que si elles ne présentent pas de lignes descendantes (fig. 16).

La manœuvre du gouvernail de direction ou la manœuvre des ailerons ne modifie que dans de faibles proportions la stabilité de route.

TABLE DES MATIÈRES

DÉ LA PREMIÈRE PARTIE

	Pages
CHAPITRE I ^{er} Prédétermination	
A) données	1
B) poussée, trainée, résistances parasites	3
C) puissance.	3
D) rendement	4
E) poids.	4
F) surface.	5
G) discussion sur le coefficient aéronautique.	5
H) application	5
I) { Variations de S — exemples.	7
{ Variations de T ₀ — exemples	11
1° Conception et tracé d'ensemble	
{ a) fuselage.	16
{ b) voilure	16
{ c) atterrisseur.	16
{ d) moteur.	17
{ e) empennages.	17
2° Centrage	21
3° Profil.	22
CHAPITRE II ^e Avant-projet	
Caractéristiques de divers profils	24
Remarque sur les profils à fente	28
— la position du C. p.	28
4° Étude des résistances parasites	28
5° Détermination des performances.	30
Remarque sur l'allongement.	33
— les cellules biplanes.	35
6° Essais de maquette : a) polaire.	35
b) stabilité	37

R.-G. DESGRANDSCHAMPS
INGÉNIEUR CIVIL DE L'AÉRONAUTIQUE

Calcul et Construction

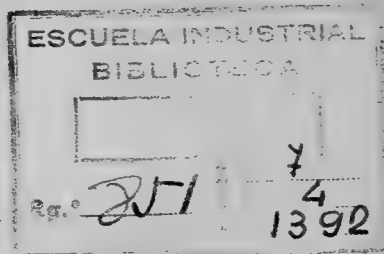
des

Avions Légers

d'après les Conférences faites à l'E. S. T. Aé sur le Calcul
et la Construction des Avions

DEUXIÈME PARTIE

CALCUL DES EFFORTS



LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

FONDÉE EN 1905

F.-Louis VIVIEN, Libraire-Éditeur

48, Rue des Écoles — PARIS (V°)

1932

3-3-22 bis





UNIVERSIDAD DE SEVILLA



600056572

**ESCUELA TÉCNICA DE PERITOS INDUSTRIALES
DE SEVILLA**

ESTANTE 7

T A B L A 1

NÚMERO 1226

Calcul et Construction
des
Avions Légers



Dans notre Collection à 12 francs

DESGRANDSCHAMPS (R.-G.), ingénieur civil de l'Aéronautique. — Précis d'aérodynamique (<i>en réimpression</i>).	
SABLIER (G.). — Manuel pratique de construction des planeurs	12 »
HAMEL (G.-R.), ancien instructeur technique à l'École d'aviation, navigateur aérien. — Éléments de navigation aérienne pratique	12 »
GASTOU (R.), officier aviateur de réserve, préface de M. Louis Bréguet, ingénieur constructeur, président de la Société française de Navigation aérienne. — L'Hélice aérienne à pas constant, à pas variable, théorie, expérimentation. Calcul. Fabrication. — 2 vol.	24 »
PÉPE (P.), ingénieur civil de l'aéronautique, chef du Bureau d'études des Chantiers Aéro-Maritimes de la Seine. — Précis d'Hydraviation , cours de l'École technique d'Aéronautique et de Construction automobile. — 2 vol.	24 »
BILBAULT, ingénieur E. S. A. de la Société Nieuport-Astra. — Utilisation pratique de la polaire logarithmique pour le calcul des performances des avions	10 »
DESGRANDSCHAMPS (R.-G.). — Calcul et construction des avions légers.	
1 ^{re} partie. <i>Calcul aérodynamique</i>	10 »
2 ^e partie. <i>Calcul des efforts</i>	20 »
3 ^e partie. <i>Calcul de résistance : Technologie et Construction</i> : en préparation.	
IDRAC (P.), répétiteur à l'École Polytechnique. — Études expérimentales sur le vol à voile au lieu même des grands oiseaux voiliers (vautours, albatros, etc.), son application au vol à voile humain.	20 »
BOUILLOUX-LAFON (Claude). — L'aviation commerciale en France	15 »
DUPUIS (Guy D.). — Le Rail et l'Aile , étude économique des rapports entre transports ferroviaires et transports aériens	25 »
DORAND (René). — L'amélioration des hélices et leur calcul de résistance	12 »

R.-G. DESGRANDSCHAMPS
INGÉNIEUR CIVIL DE L'AÉRONAUTIQUE

Calcul et Construction

des

Avions Légers

d'après les Conférences faites à l'E. S. T. Aé sur le Calcul
et la Construction des Avions.

DEUXIÈME PARTIE

CALCUL DES EFFORTS



A
629.7
DES
II

41853336X

LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

FONDÉE EN 1905

F.-Louis VIVIEN, Libraire-Éditeur

48, Rue des Écoles — PARIS (V°)

1932

*Tous droits de reproduction, de traduction et d'adaptation
réservés pour tous pays.*

Copyright by F.-Louis VIVIEN 1932

Calcul et Construction

des

Avions Légers

DEUXIÈME PARTIE

CALCUL DES EFFORTS

GÉNÉRALITÉS

La perpétuelle évolution de la technique aéronautique est conditionnée par la double exigence dans laquelle elle est étroitement enfermée : *solidité* et *légèreté* : c'est d'ailleurs chaque fois que le génie humain est enserré en de strictes limites qu'il s'épanouit le mieux... Cette double condition conduit non seulement à approfondir l'aérodynamique pour trouver le profil haut-porteur et à traînée minima, à perfectionner les matériaux pour obtenir le corps le plus résistant sous le moindre poids, mais encore à déterminer le plus exactement possible les efforts subis par chaque élément de l'appareil. Toutefois, il ne faut pas considérer la résistance des matériaux sur le même plan que la mathématique; d'abord la matière n'est pas parfaitement homogène, de plus il s'agit dans un avion d'efforts dynamiques variables avec la nature des évolutions : il faudra donc arracher à l'inconnu le maximum, mais pour parer à l'incertitude qui subsiste, admettre un coefficient de sécurité.

On a donc recherché les cas-types d'évolutions d'un appareil volant : vol normal, vol piqué, atterrissage, looping, spirale, vrille, glissade, renversement, tonneau, ressource et on a mesuré les accélérations au

moyen d'appareils appropriés : ces valeurs d'accélération étant obtenues — et c'est la ressource qui a donné le chiffre maximum — on les a multipliées par le coefficient de sécurité 2 à 2,5, on a ainsi obtenu des valeurs appelées *facteurs de charge* que l'on introduit à l'origine même du calcul; dès lors, il suffit de vérifier chaque pièce *à la rupture*; on connaît, en effet, avec plus d'exactitude la valeur R d'un matériau ou d'une pièce d'essai que la valeur E ou limite d'élasticité; d'ailleurs, le coefficient de sécurité a été adopté assez élevé pour tenir compte de la différence entre E et R et pour que la limite d'élasticité ne soit pas atteinte.

Dans le calcul des efforts, nous nous référerons aux conditions édictées par la Commission Internationale de Navigation aérienne (CINA) pour la délivrance du certificat de navigabilité.

Nous ne considérerons que des appareils de tourisme de poids inférieur à une tonne, mais qui peuvent être :

Soit de catégorie normale, c'est-à-dire autorisés seulement à pratiquer le vol normal à l'exclusion de toute évolution comportant des changements brutaux d'altitude ou d'assiette;

Soit de catégorie acrobatique, c'est-à-dire autorisés à pratiquer de telles évolutions.

CHAPITRE PREMIER

LA CELLULE

A) Énoncé des cas types.

Pour le calcul de la cellule plusieurs cas sont à considérer.

1^{er} cas. — L'avion vole horizontalement sous l'angle correspondant à la position la plus avancée que puisse occuper le centre de poussée. Dans ce cas, les efforts supportés par les différents éléments de la cellule sont multipliés par le facteur de charge n_1 :

$$\begin{array}{ll} n_1 = 7 & \text{pour les avions normaux;} \\ n_1 = 9 & \text{— acrobatiques;} \end{array}$$

c'est-à-dire que la charge C_1 supportée par la cellule sera prise égale au poids de l'appareil P diminué du poids même de la cellule pc , cette différence étant multipliée par n_1 :

$$C_1 = n_1 (P - pc).$$

Connaissant la polaire et, par là même, le point d'application de la résultante, connaissant aussi la disposition des éléments, on en déduira la charge dont ils sont affectés; l'exemple donné plus loin fixera les idées.

2^e cas. — L'avion vole horizontalement à la vitesse maxima qu'il peut atteindre pour la puissance et le régime nominaux du moteur.

Le facteur de charge n_2 est alors égal aux $3/4$ du précédent, soit

$$\begin{array}{ll} 5,25 & \text{pour les avions normaux;} \\ 6,75 & \text{— acrobatiques.} \end{array}$$

3^e cas. — L'avion pique à la vitesse limite avec son moteur calé, ou entraîné seulement par l'hélice faisant moulinet. Le facteur de charge n_3 est alors égal à :

$$\begin{array}{ll} 1,5 & \text{pour les avions normaux;} \\ 2,5 & \text{— acrobatiques.} \end{array}$$

4^e cas. — L'avion, en ligne de vol, atterrit en chute verticale. Le facteur de charge n_4 est alors égal à 6 pour les avions normaux et les avions acrobatiques.

Cas accessoires. — Dans chacun des cas 1 et 2 et en appliquant des facteurs de charge moitié de ceux indiqués, les éléments de cellule doivent encore résister, après rupture d'un hauban ou de ses attaches.

En manœuvrant l'avion à terre ou en faisant tourner le moteur au point fixe à son couple maximum, les éléments de cellule doivent résister avec un facteur de charge = 2,5.

B) Application à un type d'avion; cellule semi-cantilever, articulée.

1^o RECHERCHE DES CHARGES NORMALES MAXIMA.

Nous éclairerons l'énoncé de ces règles en les appliquant à l'exemple précédemment choisi : avion normal, aile rectangulaire articulée en B et reposant sur appuis en A (fig. 17) :

$$P = 400 \text{ k.}$$

$$pc = 73,5 \text{ k.}$$

1^{er} cas. — $n_1 = 7$.

$$C_1 = n_1 (P - pc) = 7 (400 - 73,5) = 2.285 \text{ k.}$$

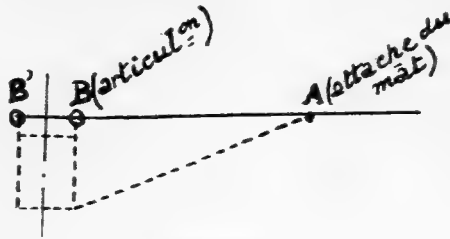


FIG. 17.

Le profil choisi étant le 70 A. du Bulletin technique n° 12, nous savons que la position du centre de pression pour le profil est donnée par le quotient :

$$\frac{100 \text{ } C_m}{100 \text{ } C_z}.$$

i en degrés	— 3	0	2,95	5,95	8,90	11,90	14,90
100 C_z	22,9	44,3	64	85	103,9	121,9	134
100 C_m	11,6	18,6	25,7	30	33,4	38,9	42,7
$\frac{100 \text{ } C_m}{100 \text{ } C_z}$	50,5	42	40	35,4	32	32	32

Le point extrême avant de l'excursion du centre de poussée se trouve donc à 32 % de la profondeur d'aile. Le longeron AV est situé

à 15 %; le longeron AR à 60 %; chacun d'eux est chargé inversement proportionnellement à sa distance au C. d. p., c'est-à-dire :

La distance entre les deux longerons étant de 45 % de la profondeur, le longeron AV est à 17 % du C. d. p.;

— AR — 28 % du C. d. p. (fig. 18)

d'où :

$$\text{charge sur longeron AV} = \frac{28}{45} \times C_1 = \frac{28}{45} \times 2.285 = 1.422 \text{ k.};$$

$$\text{— AR —} = \frac{17}{45} \times C_1 = \frac{17}{45} \times 2.285 = 863 \text{ k.}$$

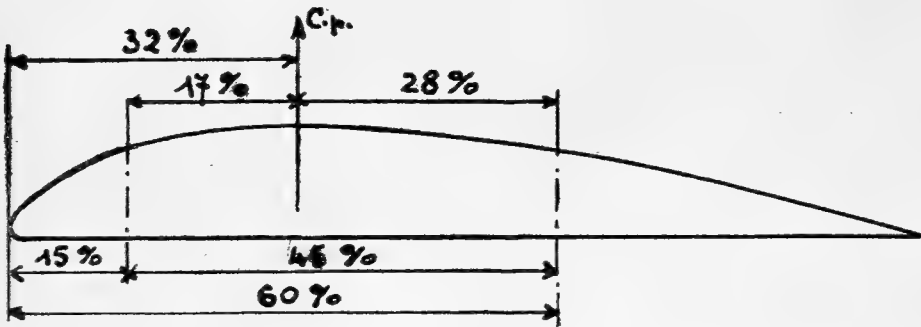


FIG. 18.

2^e cas. — $C_2 = 3/4 C_1 = 0.75 \times 2.285 = 1.715 \text{ k.}$

Dans le cas de la vitesse horizontale maxima, l'angle est celui relevé sur la polaire logarithmique pour la vitesse V_0 , c'est-à-dire $i = 0^\circ$ (Voir fig. 11).

Pour cet angle, le C. d. p. se trouve à 42 %, c'est-à-dire que le longeron AV est à 27 % du C. d. p. et le longeron AR à 18 % du C. d. p. (fig. 19).

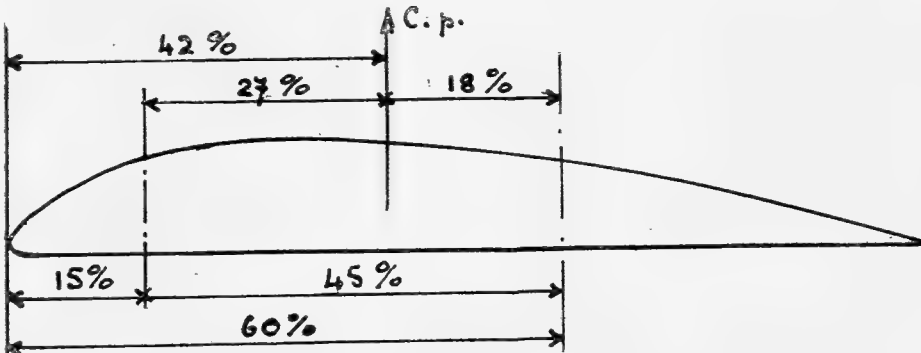


FIG. 19.

D'où :

charge sur longeron AV $18/45 \times 1.715^* = 685 <$ dans le cas 1;
 — AR $27/45 \times 1.715^* = 1.030 >$ dans le cas 1.

3^e cas. — Le facteur de charge = 1,5.

On admet, pour simplifier, que le vol à la vitesse limite en piqué, correspond à l'angle de portance nulle. Dans notre cas, l'angle qui donne $C_z = 0$ est égal à $-60,5$.

$$100 C_m \text{ correspondant} = 3,75;$$

$$100 C_x \quad \quad \quad = 5,5;$$

$$100 C_x + X \quad \quad = 9,5.$$

L'action freinante de l'hélice tournant en moulinet (ce qui est le cas très général en vol piqué, moteur coupé) est donnée, pratiquement, par la formule empirique suivante :

$$f = 0,02 \frac{a}{g} D^2 V^2;$$

$$\frac{a}{g} = \text{masse spécifique de l'air} = \frac{1,225}{9,81};$$

D = diamètre de l'hélice en mètres, soit dans notre cas, 2 m.

V = vitesse du courant d'air en mètres par seconde :

$$f = 0,02 \times \frac{1,225}{9,81} \times 2^2 \times V^2 = 0,01 V^2.$$

Or, dans le cas du vol piqué, c'est la traînée (augmentée du freinage) qui équilibre le poids, c'est-à-dire :

$$P = V^2 R_x + f = V^2 (R_x + 0,01)$$

$$= V^2 \left[\left(\frac{100 C_x + X}{1.600} \right) S + 0,01 \right];$$

$$= V^2 \left[\left(\frac{9,5}{1.600} \times 13 \right) + 0,01 \right];$$

ou
$$V^2 = \frac{400}{\left(\frac{9,5}{1.600} \times 13 \right) + 0,01} = 4.600;$$

$$V = \sqrt{4.600} = 67,5 \text{ m/s (soit 244 klm/h).}$$

L'effort sur chaque longeron

$$= \frac{\text{couple}}{d}$$

$$= \frac{n_s \times \frac{100 C_m}{1.600} \times t \times S \times V^2}{\text{distance entre longerons}}$$

$$= \frac{1,5 \times \frac{3,75}{1.600} \times 1,4 \times 13 \times 4.600}{0,63} = \frac{296}{0,63}$$

= 470 k. normaux au plan de l'aile et formant couple (fig. 20).

Cet effort est inférieur à ceux trouvés pour les deux premiers cas, mais pour le longeron AV, il est dirigé en sens inverse c'est-à-dire de haut en bas : on en tiendra compte pour le calcul des mâts (V. plus loin).

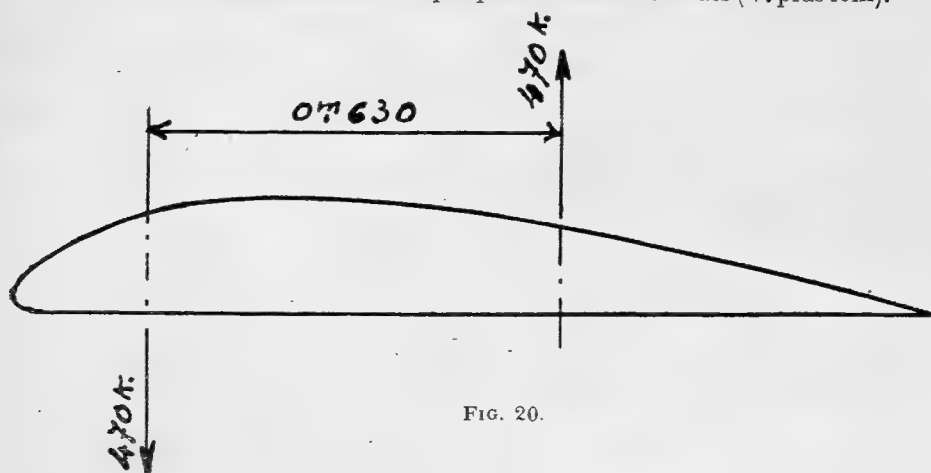


FIG. 20.

4^e cas. — Le facteur de charge $n_4 = 6$.

Dans le cas de l'atterrissage brutal c'est son propre poids qui fait travailler la voiture et en sens inverse des cas 1 et 2.

Dans notre étude $pc = 73,5$.

$C_4 = pc \times n_4 = 441$ k. répartis sur les deux longerons suivant la position du C. d. g. qui se trouve à 35 % du bord d'attaque (fig. 21).

Soit charge sur longeron AV = $\frac{25}{45} \times 441 = 245$ k.

Soit charge sur longeron AR = $\frac{20}{45} \times 441 = 196$ k.

et dirigés de haut en bas.

Cas accessoires. — Les cas accessoires seront vérifiés ultérieurement.

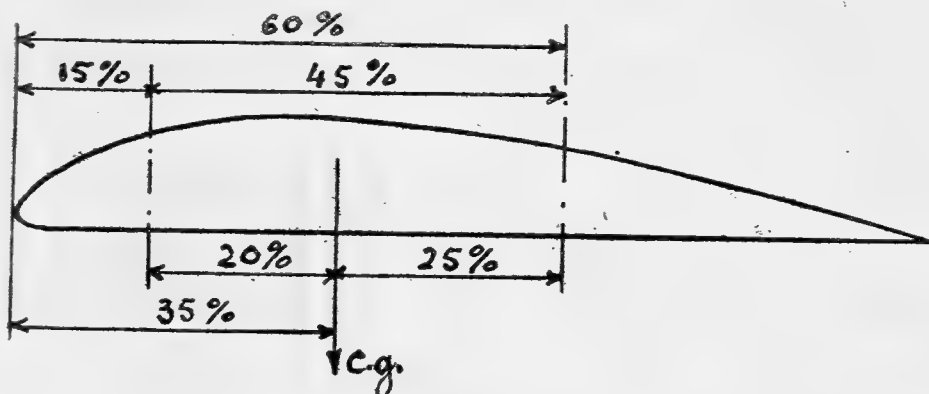


FIG. 21.

2° CALCUL DES ÉLÉMENTS PRINCIPAUX DE CELLULE SOUS LA CHARGE NORMALE MAXIMA.

On calculera donc les longerons, en tant qu'efforts verticaux et efforts en bout :

le longeron AV au 1^{er} cas de vol., à 1.422 k.

— AR au 2^e cas de vol., à 1.030 k.

Dans une aile à profondeur constante, il est commode de considérer la charge par mètre courant, c'est-à-dire la charge divisée par l'envergure.

Soit

$$p_{AV} = \frac{1.422}{0,6} = 148 \text{ k.}$$

$$p_{AR} = \frac{1.030}{9,6} = 107 \text{ k.}$$

Nous négligeons volontairement : l'influence des marges qui portent un peu moins que le reste de la voilure à cause des tourbillons marginaux ce qui reviendrait à diminuer l'envergure effective de quelques centimètres.

Nous négligeons aussi le facteur $\cos i$ par lequel devrait être multipliée la valeur p .

En effet, cette charge est normale à la trajectoire, donc verticale; la charge normale au longeron est donc égale à $p \cos i$, i étant l'angle de l'aile sur l'horizontale; dans le 1^{er} cas de vol, $i = 12^\circ$ et $\cos i = 0,978$, très voisin de l'unité.

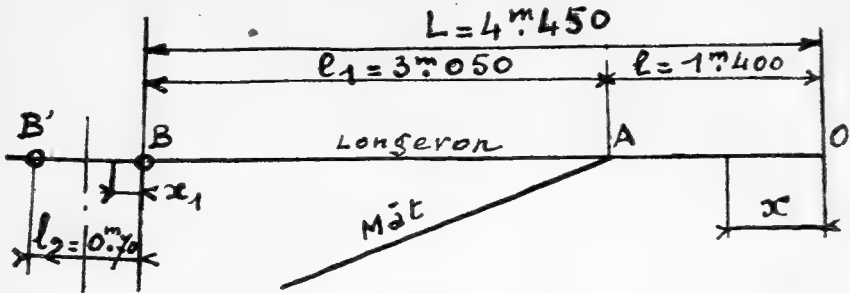


FIG. 22.

a) *Flexion.* — Dans le cas de notre cellule : aile articulée en B et comportant un point d'appui en A (attache du mât) avec charge uniformément répartie, le moment de flexion sera calculé dans la partie en porte-à-faux par la formule :

$$M = \frac{p}{2} (-x^2) = -\frac{px^2}{2}$$

x étant compté de l'extrémité.

Dans la partie entre l'appui et l'articulation, par la formule :

$$M = \frac{p}{2} \left[-x^2 + \frac{L^2 (x - l)}{l} \right] \quad (\text{fig. 22}),$$

x étant compté de l'extrémité.

Dans la partie centrale — qui forme une poutre séparée reposant sur deux appuis et uniformément chargée :

$$M = p \frac{x_1}{2} (l_2 - x_1),$$

x_1 étant compté de l'articulation.

On obtient ainsi, pour le longeron avant, les chiffres suivants de moments de flexion :

$x = 0 \text{ m.}$	$M =$	0 kgm.
$x = 0,45$	$M = - \frac{148 \times 0,45^2}{2} =$	— 15 kgm.
$x = 1$	$M = - \frac{148 \times 1^2}{2} =$	— 74 kgm.
$x = 1,40$ (appui)	$M_A = - \frac{148 \times 1,4^2}{2} =$	— 145 kgm.
$x = 1,50$	$M = \frac{148}{2} \left[- (1,5^2) + \frac{4,45^2 (1,5 - 1,4)}{3,05} \right] =$	— 119 kgm.
$x = 2$	$M = \frac{148}{2} \left[- (2^2) + \frac{4,45^2 (2 - 1,4)}{3,05} \right] =$	— 8 kgm.
$x = 2,45$	$M = \frac{148}{2} \left[- (2,45^2) + \frac{4,45^2 (2,45 - 1,4)}{3,05} \right] =$	+ 59 kgm.
$x = 3$	$M = \frac{148}{2} \left[- (3^2) + \frac{4,45^2 (3 - 1,4)}{3,05} \right] =$	+ 101 kgm.
$x = 3,45$	$M = \frac{148}{2} \left[- (3,45^2) + \frac{4,45^2 (3,45 - 1,4)}{3,05} \right] =$	+ 95 kgm.
$x = 4$	$M = \frac{148}{2} \left[- (4^2) + \frac{4,45^2 (4 - 1,4)}{3,05} \right] =$	+ 65 kgm.
$x = 4,45$ (articulation)	$M = \frac{148}{2} \left[- (4,45^2) + \frac{4,45^2 (4,45 - 1,4)}{3,05} \right] =$	0 kgm.

Dans la partie centrale :

$$x_1 = 0,20 \quad M = \frac{148 \times 0,2}{2} (0,70 - 0,20) = 7,40 \text{ kgm.}$$

$$x_1 = 0,35 \quad M = \frac{148 \times 0,35}{2} (0,70 - 0,35) = \frac{pl^2}{8} = \frac{148 \times 0,7^2}{8} = 9,06 \text{ kgm.}$$

(axe de l'avion)

Ayant ainsi calculé plusieurs points de la courbe des moments, il suffira de les réunir pour obtenir la parabole des moments, c'est-à-dire la flexion en tous points (fig. 23).

b) *Efforts tranchants.* — Les efforts tranchants, que nous savons représentés par des droites puisque la charge est uniformément répartie, s'obtiennent par la formule générale :

$$T_n = t_n + \frac{M_{n+1} - M_n}{l_{n+1}}$$

où T_n = l'effort tranchant sur l'appui de rang n ,

t_n , l'effort tranchant sur l'appui de rang n , la travée étant considérée indépendante :

$$t_n = \frac{pl_n}{2}$$

M_n et M_{n+1} étant les moments sur appuis limitant la travée,
 l_{n+1} étant la longueur de la travée.

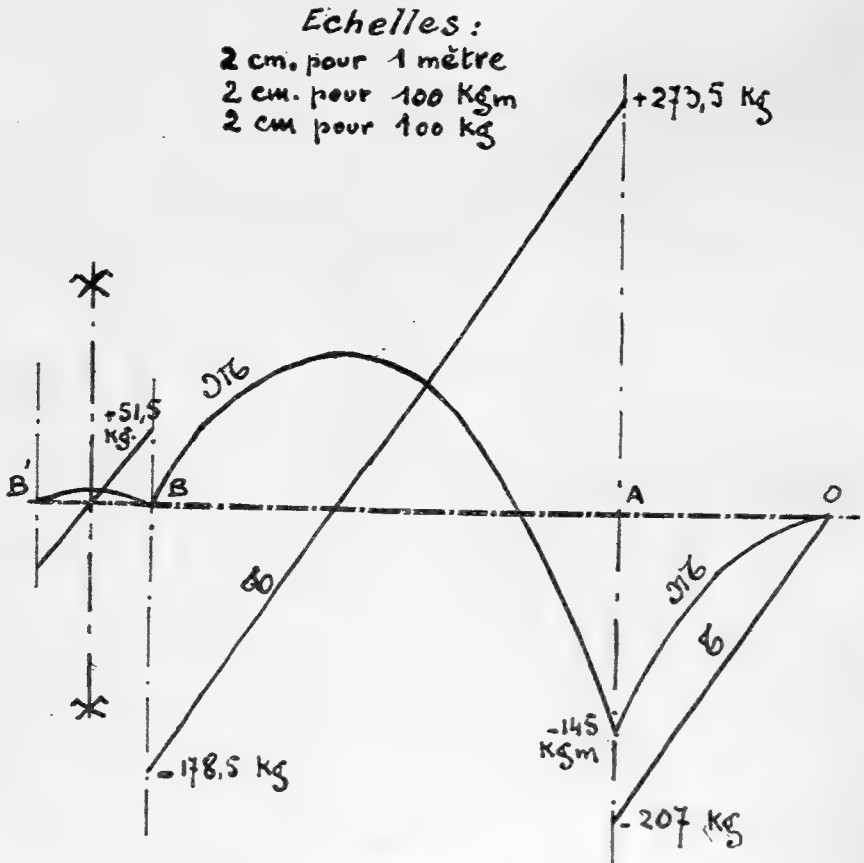


FIG. 23.

Dans notre calcul :

$$\begin{aligned} T_{A,i} &= T_A \text{ vers l'intérieur} \\ &= \frac{pl_1}{2} + \frac{M_B - M_A}{l_1} \\ &= \frac{148 \times 3,05}{2} + \frac{0 - (-145)}{3,05} \\ &= \frac{148 \times 3,05}{2} + \frac{145}{3,05} = + 273,5 \text{ k.} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_{A,e} &= T_A \text{ vers l'extérieur} \\ &= -\left(\frac{pl}{2} + \frac{M_A - 0}{1,40}\right) = -\left(\frac{148 \times 1,4}{2} + \frac{145}{1,4}\right) = - 207 \text{ k.} \end{aligned}$$

ou, plus simplement, en considérant les forces vers l'extérieur :

$$\begin{aligned} T_{A,e} &= - 148 \times 1,4 = - 207 \text{ k.} \\ T_{Be} &= - \left(\frac{148 \times 3,05}{2} - \frac{145 + 0}{3,05}\right) = - 178,5 \text{ k.} \end{aligned}$$

ou, plus simplement, en considérant les forces vers l'extérieur,

$$T_{Be} = - pl_1 + T_{A,i} = - 148 \times 3,05 + 273,5 = - 178,5 \text{ k.}$$

En effet :

$$\begin{aligned} T_{Ai} &= \frac{pl_1}{2} + \frac{M_B - M_A}{l_1} \\ T_{Be} &= -\frac{pl_1}{2} + \frac{M_B - M_A}{l_1} \end{aligned}$$

d'où :

$$T_{Be} - T_{Ai} = - 2 \frac{pl_1}{2} = - pl_1$$

ou

$$T_{Be} = - pl_1 + T_{Ai}$$

Pour la poutre séparée :

$$T_{B,i} = \frac{pl_2}{2} = \frac{148 \times 0,7}{2} = + 51,5 \text{ k.}$$

Connaissant ainsi les positions des deux points extrêmes de chaque droite d'efforts tranchants, il est facile de tracer ces lignes (fig. 23).

On les portera sur le même diagramme que celui des flexions, c'est-à-dire : sur une horizontale ou axe des abscisses, on portera, à une échelle commode les longueurs de la poutre; sur un axe perpendiculaire ou axe des ordonnées, on portera à une échelle commode les kilogrammètres (flexion) et les kilogrammes (efforts tranchants).

Il est avantageux de faire une vérification graphique : les droites

d'efforts tranchants de la poutre continue sont parallèles; les paraboles des moments sont superposables;

De plus la courbe des moments passe par un maximum quand la droite des efforts tranchants coupe l'axe des abscisses (en effet T est la dérivée de M).

— Les réactions aux appuis A et B sont les suivantes :

$$R_A = T_{A,i} - T_{A,e} = 273,5 + 207 = 480,5 \text{ k.}$$

$$R_B = T_{B,i} - T_{B,e} = 51,5 + 178,5 = 230 \text{ k.}$$

dont la somme $R_A + R_B = 710,5 \text{ k.}$

Cette valeur est bien vérifiée par la charge sur une demi-aile :

$$p \times \frac{b}{2} = 148 \times \frac{9,6}{2} = 710,5.$$

c) *Efforts en bout. dus aux réactions d'appui.* — Ces réactions d'appui donnent, en même temps que les charges dans les mâts, des efforts de traction ou compression dans les longerons.

Pour les déterminer, on tracera la direction des mâts que nous savons — par le dessin d'ensemble — dans le même plan vertical que les longerons

Portant, sur une normale à la direction du longeron et, à une échelle commode, la valeur $R_A = 480,5$; puis, de cette extrémité C traçant une parallèle à la direction du mât, nous voyons que cette droite rencontre la direction du longeron en un point D.

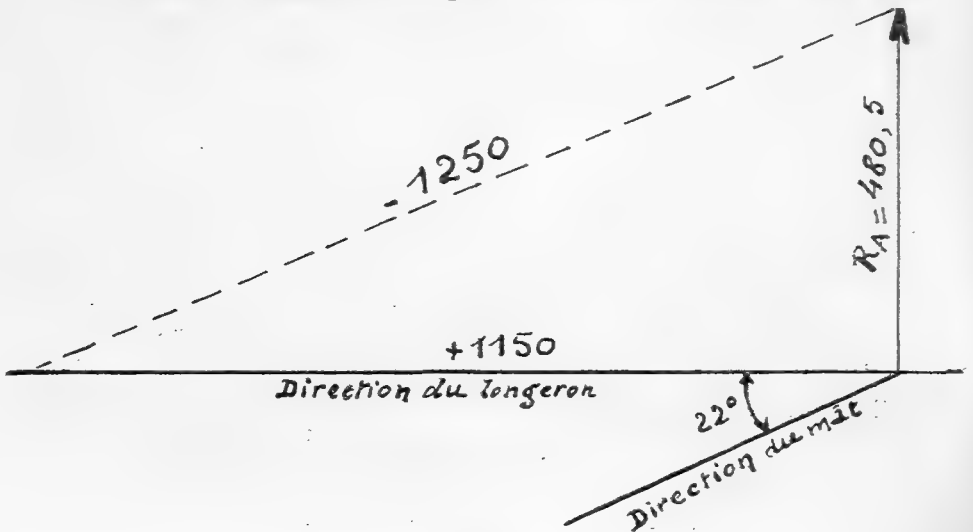


FIG. 24.

CD donne la traction dans le mât, soit 1.250 k.

AD donne la compression dans le longeron soit + 1.150 k. (fig. 24).

— Nous reviendrons ultérieurement sur les efforts dans la cabane.

Remarque I. — La figure précédente indique que le longeron AV est comprimé et le mât AV tendu, mais il y a lieu d'envisager les cas de vol qui, inversant les efforts, créent dans le mât une compression. Le 3^e cas de vol donne, pour le longeron AV, 470 k. = C_{3AV} , dirigés de haut en bas; le rapport de charge avec le 1^{er} cas de vol est :

$$\frac{C_{3AV}}{C_{1AV}} = \frac{470}{1.422} = 0,33$$

c'est-à-dire que le longeron AV subira un effort de traction

$$= 1.150 \times 0,33 = - 380 \text{ kgs.}$$

(sans intérêt puisque ce n'est pas un cas de charge maxima); mais le mât subira un effort de compression

$$= 1.250 \times 0,33 = + 412 \text{ k.}$$

c'est-à-dire que le mât AV et ses attaches devront être vérifiés, non seulement à la traction de — 1.250 k., mais aussi à la compression de + 412 k.

À l'atterrissage, la charge sur le longeron AV = 245 k., dirigés aussi de bas en haut, mais sans intérêt puisque inférieure à la charge du 3^e cas.

Remarque II. — Tous ces calculs de flexion, efforts tranchants, compression, traction, sont exactement valables pour le longeron AR, à condition de multiplier les résultats par le rapport des charges maxima au mètre courant, soit :

$$\frac{107}{148} = 0,723 \text{ ou } \frac{C_{2AR}}{C_{1AV}} = \frac{1.030}{1.422} = 0,723.$$

Mais il existe un cas pour lequel les charges sur le longeron AR sont dirigées de haut en bas, c'est le cas de l'atterrissage; ce longeron supporte 196 k. = C_{4AR} , le mât AR est donc comprimé et on devra en tenir compte.

c') *Efforts en bout dus à la tension de la toile.* — Aux efforts de compression précédemment trouvés, il y a lieu d'ajouter — puisque notre aile est entoillée — les charges provenant de la tension de la toile enduite, soit 400 k. au mètre de largeur.

La profondeur de notre aile = 1 m. 40.

La charge de compression sera donc $400 \times 1,4 = 560 \text{ k.}$ répartie sur chaque longeron suivant sa position en profondeur, c'est-à-dire :

Profondeur intéressant le longeron AV = 15 % l + demi-distance entre les deux longerons :

$$= 0,210 + 0,315 = 0,525 \text{ m.}$$

profondeur intéressant le longeron AR = 0,315 + 40 %
 $= 0,315 + 0,560 = 0,875 \text{ m.}$

soit Charge sur long. AV = $0,525 \times 400 = 210 \text{ k.}$
 — — — AR = $0,875 \times 400 = 350 \text{ k.}$

On ne fera pas intervenir de coefficient car 400 k. peut être considéré comme un maximum atteint au moment de l'enduisage, mais qui diminue au fur et à mesure de l'usage de l'appareil et, d'autre part, parce qu'il ne saurait être question d'accélération pour cet effort.

3^o RECHERCHE DES CHARGES EN PLAN ET CALCUL DES PRINCIPAUX ÉLÉMENTS DE CELLULE SOUS CETTE CHARGE.

1^{er} cas. — Incidence. — L'incidence de la voilure crée dans la poutre des efforts dirigés d'AR en AV ou d'AV en AR suivant que l'incidence est positive ou négative.

Au 1^{er} cas de vol, incidence + 12°, sinus 12° = 0,21.

Charge = $2.285 \times 0,21 = 480 \text{ k.}$ dirigés d'AR en AV

$$\text{Trainée : Poids} = \frac{100 C_z}{1.600} S V^2$$

$$\text{ou : } V^2 = \frac{P \times 1.600}{100 C_z S} = \frac{400 \times 1.600}{122 \times 13} = 400$$

à 12°, 100 C_x pour l'aile seule = 9,4
 (voir polaire logarithmique).

$$\text{Trainée} = \frac{100 C_x}{1.600} \times S V^2 (1) = \frac{9,4}{1.600} \times 13 \times 400 = 30,6$$

et au facteur de charge 7,

$$\text{trainée} = 30,6 \times 7 = 215 \text{ k. dirigés d'AV en AR.}$$

L'effort résultant = $480 - 215 = 265 \text{ k. d'AR en AV.}$

(1) On peut immédiatement obtenir la valeur de la trainée en posant $tr. = \frac{P}{\phi}$
 en effet trainée = $\frac{100 C_x}{1.600} S V^2$, mais $V^2 = \frac{P \times 1.600}{100 C_z \times S}$
 d'où trainée = $\frac{100 C_x}{1.600} S \times P \times \frac{1.600}{100 C_z S} = \frac{100 C_x}{100 C_z} \times P = \frac{P}{\phi}$.

2^e cas. — Incidence = 0°.

trainée. — V est donné par la polaire logarithmique = 117 klm/h = 32,5 m/s.

$$V^2 = 32,5^2 = 1.060$$

$$n_2 \times \frac{100 Cx}{1.600} S.V^2 = 5,25 \times \frac{2,71}{1.600} \times 13 \times 1.060 = 122 \text{ k.}$$

dirigés d'AV en AR

$$3^{\text{e}} \text{ cas. — Trainée} = n_3 \frac{100 Cx}{1.600} S V^2.$$

V^2 a été calculé antérieurement = 4.600

$$\text{Trainée} = 1,5 \times \frac{5,5}{1.600} \times 13 \times 4.600 = 305 \text{ k.}$$

dirigés d'AV en AR

On retiendra donc :

$$\text{effort AV-AR} = 305 \text{ k. (3^e cas),}$$

$$\text{effort AR-AV} = 265 \text{ k. (1^{er} cas).}$$

Les efforts dans les longerons, dans les entretoises et les croisillons, s'obtiendront par un tracé de Crémone dont nous rappelons ici brièvement le processus :

On appelle système articulé, un système formé de barres rectilignes disposées en triangle et réunies en des points appelés nœuds.

Le système est complet, c'est-à-dire indéformable, non surabondant et calculable par la règle de Crémone si $m = 2n - 3$

où m = nombre total des côtés du système,

n = — — des sommets.

Si $m < 2n - 3$ le système est déformable et non calculable.

Si $m > 2n - 3$, il y a surabondance.

Dans ce cas, au lieu de faire intervenir l'élasticité, il est plus simple de supposer satisfaite la relation $m = 2n - 3$ en supprimant à tour de rôle les barres surabondantes et d'adopter ensuite l'effort le plus grand.

La règle de Crémone ne s'applique qu'aux nœuds où il n'y a pas plus de deux barres inconnues en tant qu'efforts (mais connues en direction).

Considérant alors les nœuds un par un, on tracera pour chaque nœud un polygone fermé correspondant, dont chaque côté sera parallèle à chacune des barres aboutissant au nœud (considérées une par une et en tournant toujours dans le même sens) et dont la longueur sera proportionnelle à l'effort (connu pour $n - 2$ barres) dans chacune des barres; la barre sera comprimée si la force trouvée se dirige vers le nœud; elle sera tendue dans le cas contraire.

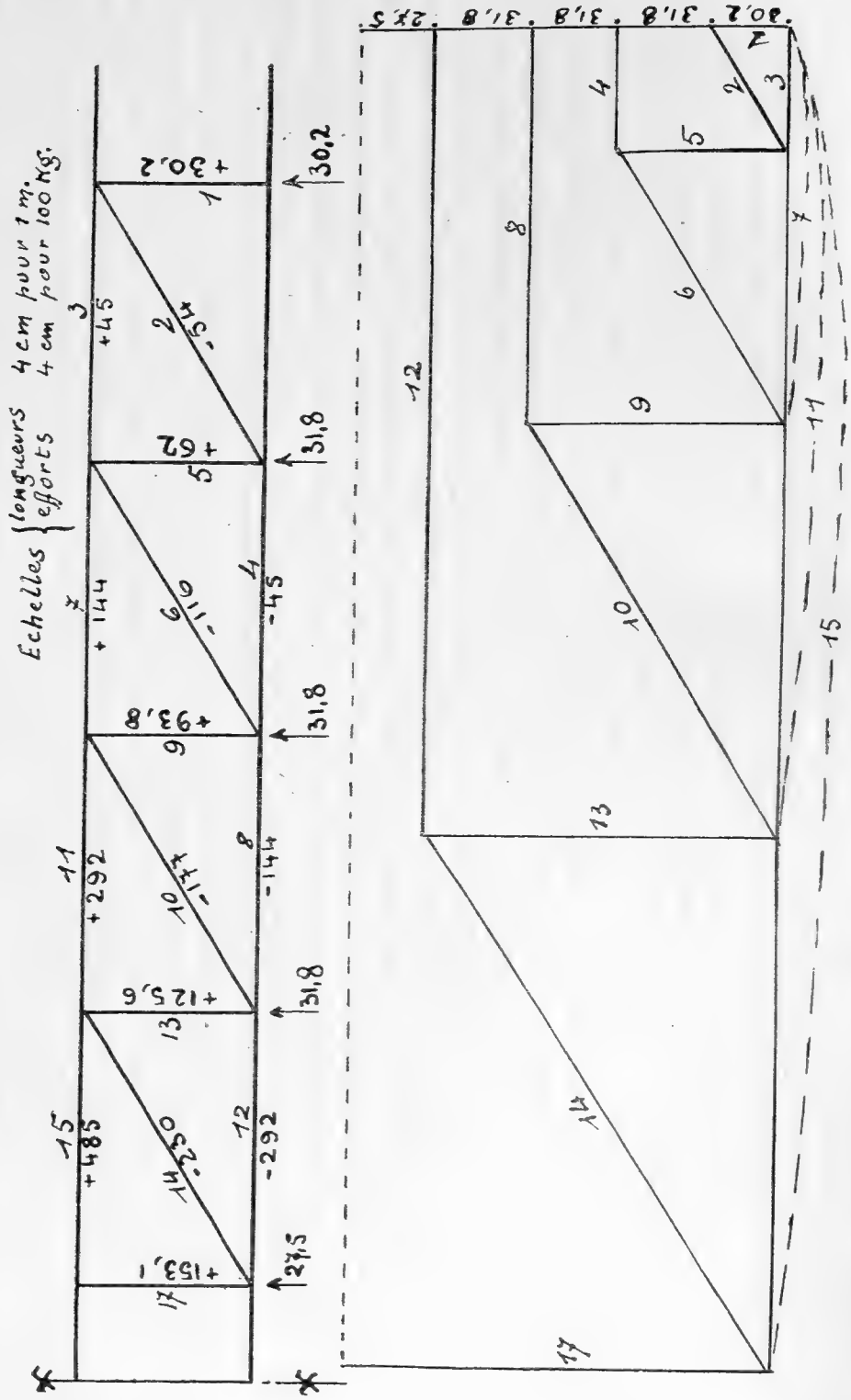


Fig. 25.

Soit à appliquer dans le plan de l'aile, l'effort de 305 k. soit au mètre courant $\frac{305}{9,6} = 31,8$ k.

Le tracé en plan (longeron, entretoises, croisillons) indique que le nœud extrême encaisse 31,8 (0,45 + 0,50) = 30,2 k.

Le nœud suivant 31,8 (0,50 + 0,50) = 31,8 k.

—	—	—	<i>idem</i>
—	—	—	<i>idem</i>

Le nœud d'emplanture 31,8 (0,50 + 0,35) = 27,5 k.

La longueur des lignes des polygones indique les efforts, qui ont été reportés sur le tracé en plan, sur chacune des barres (fig. 25). On n'a tracé sur la figure que la diagonale travaillant à la traction : il est évident que l'autre diagonale étant souple (corde à piano) peut être considérée, pour une telle direction des efforts, comme inexistante.

On a procédé de même pour l'effort AR-AV = 265 k. (fig. 26).

On ne retiendra pour les longerons que les efforts de compression, cas le plus défavorable, puisque ces efforts s'ajoutent aux compressions trouvées précédemment (efforts en bout).

4^o CABANE.

Dans la cabane, il y a lieu de considérer les faces AV et AR et les faces latérales droite et gauche; les mâts sont des organes communs aux deux faces.

Nous admettons que les efforts verticaux et les efforts en bout intéressent seulement les faces AV et AR.

Au 1^{er} cas de vol — seul à considérer pour les éléments AV — ces efforts introduisent (fig. 27) :

Dans le mât AV une compression de + 480 k;

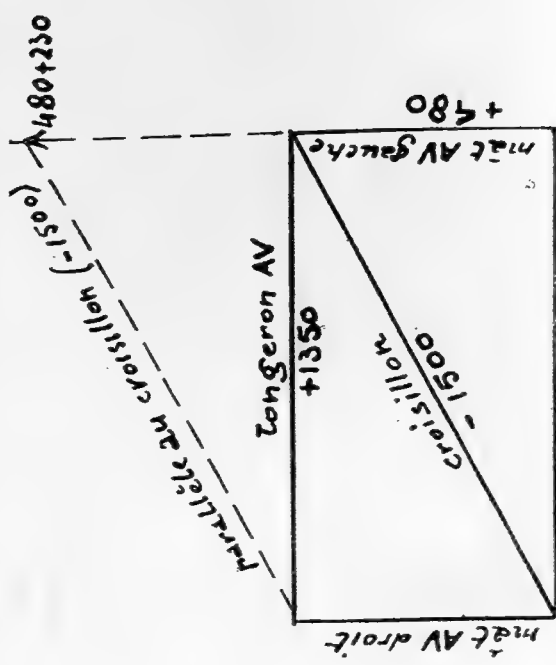
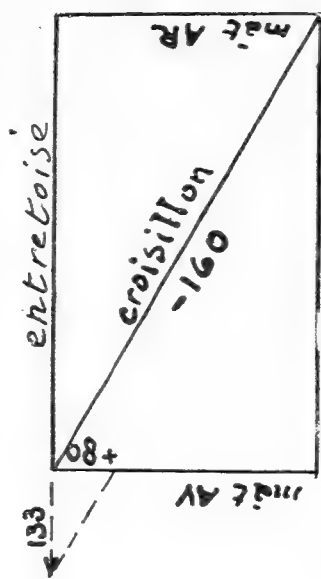
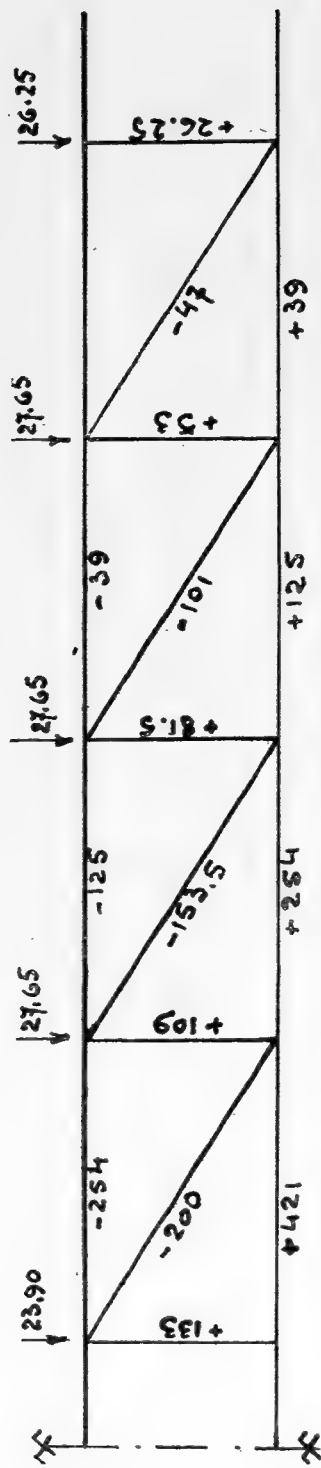
Dans le croisillon AV une tension (due à la somme $R_A + R_B$) de — 1.500 k.;

Et dans la portion séparée de longeron AV une compression égale à + 1.350 k., à laquelle s'ajoute d'ailleurs la compression de + 210 k. due à la tension de la toile.

Soit au total + 1.350 + 210 = + 1.560 k.

Les efforts en plan — qui intéressent les faces latérales — introduisent, au 1^{er} cas de vol, sur le mât AV une compression (due à l'effort AR — AV de 133 k. dans l'entretoise) de + 80 k. (fig. 28); et dans le croisillon, une traction de — 160 k.

D'autre part, le longeron est surchargé, du fait de l'effort en plan, de + 421 k. (fig. 26).



Pour le mât AR on procéderait de même en tenant compte du 2^e cas de vol (prépondérant pour les effets verticaux) et du 3^e cas de vol (prépondérant pour les efforts en plan) et on retiendrait, pour chaque élément, la charge maxima dans l'un ou l'autre cas de vol.

5^o CAS ACCESSOIRES.

Haubans. — Les croisillonnements plans sont doubles; on peut donc admettre que, si un élément vient à se rompre, le taux de travail de l'élément parallèle non rompu reste le même si le facteur de charge est divisé par 2 (voir Cas accessoires — Règlement de la C. I. N. A.).

Les croisillons de cabane sont doublés pour la même raison.

Moteur. — Le moteur n'étant pas relié à la voilure, il n'y a pas lieu de faire intervenir les efforts dus au moteur dans le calcul de cellule.

6^o RÉSUMÉ DES EFFORTS.

En résumé, a) le longeron AV de l'aile subit :

Des efforts de flexion, dus à la poussée, dirigés normalement et variables en tous points (fig. 23);

Des efforts tranchants dus à la poussée et variables en tous points (fig. 23);

Des efforts en bout :

Compression constante due à la tension de la toile = + 210 k.;

Compression constante entre A et B due à l'inclinaison du mât = + 1.150 k.;

Compression variable dans chaque travée due à l'effort AR-AR du 1^{er} cas de vol (fig. 26).

b) Le longeron AV dans la cabane subit :

Des efforts de flexion (fig. 23);

Des efforts tranchants (fig. 23);

Des efforts en bout :

+ 210 k. : tension de la toile	} total 1.981 k.;
+ 421 k. (fig. 26)	
+ 1.350 k. (fig. 27)	

c) Le mât oblique AV supporte :

Un effort de traction de — 1.250 k. (1^{er} cas);

ou un effort de compression de + 412 k. (3^e cas).

d) Le mât AV de cabane supporte :

$$\begin{array}{l} + 480 \text{ k. (fig. 27)} \\ + 80 \text{ k. (fig. 28)} \end{array} \left. \vphantom{\begin{array}{l} + 480 \\ + 80 \end{array}} \right\} \text{total 560 k.};$$

e) Les entretoises supportent des charges de compression indiquées par la figure 25;

f) Les croisillons plan supportent les charges de traction indiquées par la figure 25;

g) Le croisillon AV de cabane supporte une traction de — 1.500 k. (fig. 27).

Par une méthode identique à celle indiquée, on déterminerait les efforts dans les éléments de la poutre AR.

C) Cellule semi-cantilever articulée sur un point central.

Nous avons donné une application du calcul de cellule pour une constitution particulière de cette cellule. — Nous allons indiquer main-

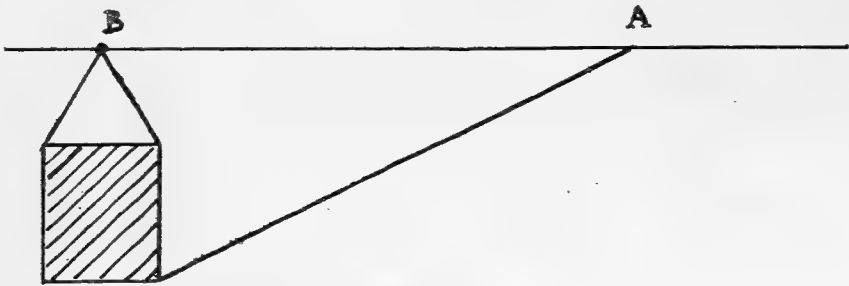


FIG. 29.

tenant les variantes à apporter à ce calcul pour d'autres formes de cellules couramment adoptées :

Au lieu d'une articulation en B et une autre en B', supposons que l'on ait une cabane triangulaire avec une seule articulation, en B (fig. 29).

En ce cas, le calcul est évidemment simplifié du fait de la suppression de la poutre séparée

D) Cellule semi-cantilever, encastrée (fig. 30).

Flexion et efforts tranchants. — Si, au lieu d'être articulés en B et B', les longerons sont encastrés, il y a lieu de recourir à l'équation de Clapeyron ou des trois moments que nous indiquerons ici sous sa forme simplifiée.

Dans la partie en porte-à-faux, de O en A, le calcul des moments et des efforts tranchants s'opère de la même façon qu'au § B, c'est-à-dire :

$$Mx = -\frac{px^2}{2} \text{ ou } M_A = -\frac{pl_1^2}{2},$$

$$\text{soit, dans notre cas, } M_A = -\frac{148 \times 1,4^2}{2} = -145 \text{ kgm.};$$

$$Tx = -px \text{ ou } T_A = -pl_1 = -148 \times 1,4 = -207 \text{ k.}$$

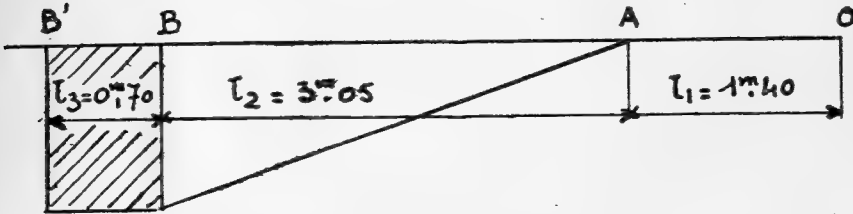


FIG. 30.

De A en B, on opérera ainsi (formule des trois moments) :

$$M_A l_2 + 2 M_B (l_2 + l_3) + M_{B'} l_3 = -\frac{P}{4} (l_2^3 + l_3^3).$$

Or dans notre cas. $M_{B'} = M_B$.

On peut donc écrire :

$$M_A l_2 + M_B (2 l_2 + 3 l_3) = -\frac{P}{4} (l_2^3 + l_3^3).$$

Dans notre exemple, $M_A = -145 \text{ kgm.}$

$$-145 \times 3,05 + M_B (2 \times 3,05 + 3 \times 0,70) = -\frac{148}{4} (3,05^3 + 0,7^3)$$

$$8,20 M_B = +442 - (37 \times 28,75);$$

$$M_B = -\frac{623}{8,20} = -76 \text{ kgm.};$$

(Prêter grande attention aux signes dans la résolution de telles équations.)

Les efforts tranchants s'obtiennent de la même façon qu'au § B.

$$T_{A,i} = \frac{pl_2}{2} + \frac{M_B - M_A}{l_2}.$$

$$= \frac{148 \times 3,05}{2} + \frac{(-76) - (-145)}{3,05};$$

$$= \frac{148 \times 3,05}{2} + \frac{145 - 76}{3,06} = +248,5 \text{ k.};$$

$$T_{B,i} = \frac{pl_3}{2} + \frac{M_{B'} - M_B}{l_3} = \frac{148 \times 0,7}{2} + 0 = +52 \text{ k.};$$

$$T_{A,e} = -pl_1 = -148 \times 1,4 = -207 \text{ k.};$$

$$T_{B,e} = -pl_2 + T_{A,i} = -(148 \times 3,05) + 248,5 = -202,5 \text{ k.}$$

Réactions d'appui : $R_A = 248,5 + 207 = 455,5 \text{ k.}$;

$R_B = 202,5 + 52 = 254,5 \text{ k.}$

Vérification : $R_A + R_B + R_{A'} + R_{B'} = 1.420 = 148 \times 9,6.$

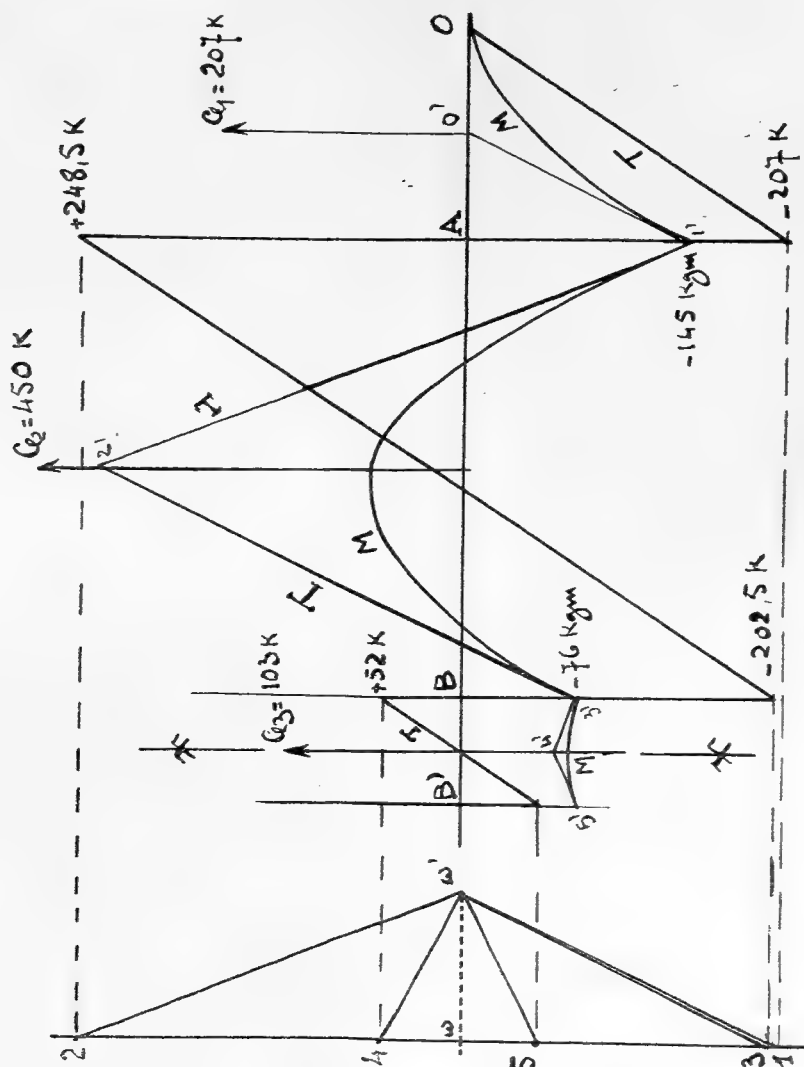


Fig. 31.

Nous avons ainsi les valeurs de T et de M aux attaches. Pour avoir les valeurs de T tout le long de l'aile, il suffit de réunir par des droites les valeurs obtenues comme au § B.

Pour obtenir les courbes de M, on peut opérer ainsi (fig. 31) :

On remplacera les charges dans chaque travée par une charge équivalente placée au milieu de la travée :

de O en A..... $148 \times 1,4 = 207 = \text{Charge équivalente } 1 = Ce_1$;

de A en B $148 \times 3,05 = 450 = Ce_2$;

de B en B'..... $148 \times 0,7 = 103 = Ce_3$.

Dès lors, on tracera la dynamique de ces forces et des réactions d'appui en prenant comme distance polaire $\omega-\omega'$, la distance unité à l'échelle des longueurs.

Soit comme échelle des longueurs 2 cm. par mètre; on tracera une horizontale $\omega-\omega' = 2$ cm.

Verticalement, et à partir de ω , vers le bas, on portera la première force rencontrée soit $C_1 = 207$ k., soit 41,4 mm. et on notera le point 1.

Du point 1 et en remontant, on portera la 2^e force rencontrée, soit $R_A = 455,5$, soit 91 mm. et on notera le point 2; et ainsi de suite, on portera :

$Ce_2 = 450$ k., soit 90 mm. vers le bas;

$R_B = 254,5$ k., soit 50,9 mm. vers le haut;

$Ce_3 = 103$ k., soit 20,6 mm. vers le bas.

Cette façon de porter les charges équivalentes vers le bas et les réactions vers le haut permet une vérification avec le tracé des efforts tranchants qui fait vis-à-vis au dynamique.

Reliant alors le point ω' aux points 1, 2, 3, 4, 5, on obtient un faisceau de droites $\omega'-1$; $\omega'-2$, etc. On tracera alors le funiculaire, c'est-à-dire partant du milieu de OA ou point d'application de Ce_1 , soit 0', on mènera une parallèle à $\omega'-1$ qui rencontrera en 1' la verticale de A; de ce point 1', on mènera une parallèle à $\omega'-2$ qui rencontrera en 2' la verticale du milieu de AB ou point d'application de la charge Ce_2 ; du point 2' on mènera une parallèle à $\omega'-3$ qui rencontrera en 3' la verticale du point B; de 3', on mènera une parallèle à $\omega'-4$ qui rencontrera en 4' l'axe de l'appareil ou point d'application de Ce_3 , etc...

Si les calculs et tracés sont exacts, 1' doit correspondre au moment M_A calculé et 3' doit correspondre au moment M_B calculé.

De plus, on doit pouvoir opérer les mêmes vérifications que celles indiquées au § B.

Les droites 0'-1'; 1'-2'; 2'-3', etc., sont les tangentes aux paraboles. On pourra ainsi par les méthodes graphiques élémentaires, tracer les paraboles, c'est-à-dire diviser les 2 segments de tangentes en un même nombre de parties égales et joindre 1-1'; 2-2', etc..., qui sont autant de tangentes enveloppant la parabole (fig. 32).

Remarques. — Le tracé peut être simplifié en utilisant certaines propriétés géométriques :

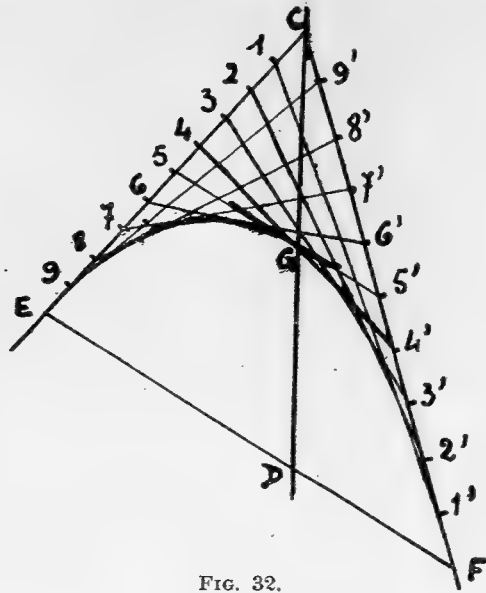


FIG. 32.

Le sommet G situé sur l'axe de la travée est tel que :

$$DG = \frac{pl^2}{8}.$$

Les tangentes à la courbe des moments en M_n et M_{n+1} se croisent sur l'axe en un point C, tel que :

$$DC = \frac{pl^2}{4};$$

donc

$$DG = \frac{DC}{2}.$$

La tangente, en G, à la courbe des moments est parallèle à la corde de contact EF.

D'autre part, la courbe des moments peut être obtenue par points en se référant à la formule générale :

$$M = m + \mu.$$

M, moment résultant = somme algébrique $m + \mu$ de deux fonctions :

l'une $m = M_n + \frac{M_{n+1} - M_n}{l} x$ (ou, avec les notations employées

fig. 23, $M = M_A + \frac{M_B - M_A}{l} x$), x étant compté à partir de M_n .

m est représentée par une droite coupant les verticales des appuis aux points d'ordonnée M_A et M_B ,

l'autre μ , représentée par un arc de parabole :

$$\mu = + \frac{p}{2} x (l - x)$$

et passant par les points A et B.

Soit, dans notre exemple, à 1,20 m. de A :

$$m = -145 + \frac{(-76 + 145)}{3,5} \times 1,2 = -118 \text{ kgm.};$$

$$\mu = \frac{148}{2} \times 1,2 (3,05 - 1,2) = +165 \text{ kgm.};$$

$$M = -118 + 165 = +47 \text{ kgm (fig. 33).}$$

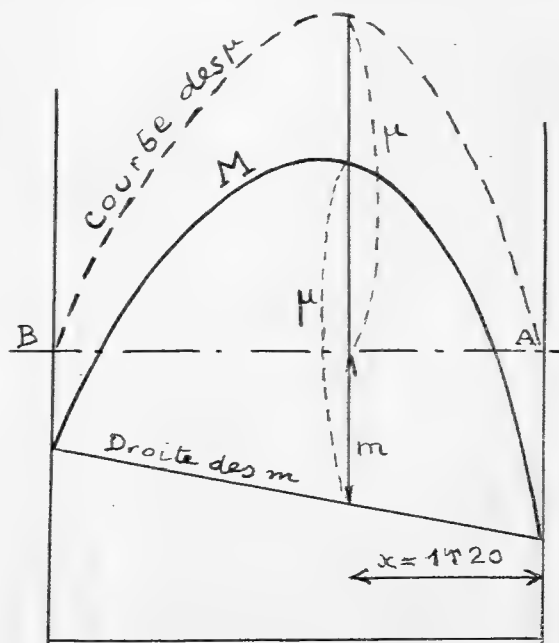


FIG. 33.

Efforts en bout. — Efforts en plan. — Les efforts en bout, les efforts en plan se calculent comme dans le cas défini au § B.

E) Cellule biplane.

Ce mode de construction est principalement employé en Angleterre pour les avions légers.

Nous choisirons comme exemple de calcul un appareil de poids total et de pc identiques à ceux de l'exemple précédent.

$$\text{Soit } \begin{cases} P \text{ ou } \pi = 400 \text{ k.} \\ pc = 73,5. \end{cases}$$

Soit un avion dont l'aile supérieure est continue; envergure 7,60 m., profondeur 0,90 m. et dont l'aile inférieure est articulée sur le fuselage; demi-envergure 3,45 m., profondeur 0,90 m. (fig. 34).

Le profil employé sera un profil mince à cause des interactions

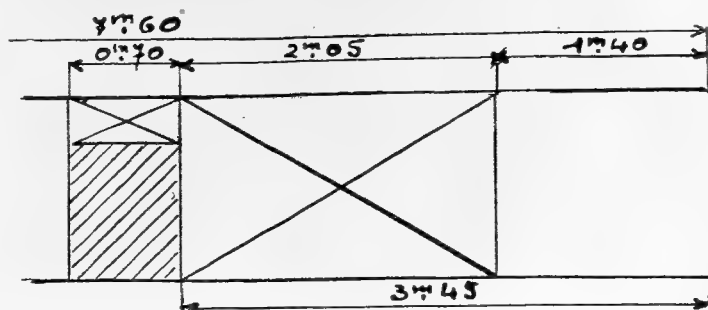


FIG. 34.

importantes que produiraient l'une sur l'autre deux voilures de profil épais.

Soit un profil 5 A (Voir les caractéristiques de ce profil dans la 1^{re} partie).

Flexion et efforts tranchants. — Les calculs de flexion se feront suivant le même processus que précédemment :

$$1^{\text{er}} \text{ cas. — } C_1 = n_1 (\pi - pc) = 7 (400 - 73,5) = 2.285 \text{ k.}$$

$$p_1 = \frac{2.285}{1,6 + (2 \times 3,45)} = 158 \text{ k.,}$$

puisque les profondeurs sont égales.

Or, le proximum du C. p. est donné par $\frac{C_m}{C_z} \text{ minimum} = 23 \%$.

Les longerons sont placés, l'un à 10 %, l'autre à 55 % d'où, charge sur long. AV

$$= \frac{(55 - 23)}{(55 - 10)} \times 158 = 112 \text{ k. au m. ct.}$$

sur long. AR

$$= \frac{(23 - 10)}{(55 - 10)} = 46 \text{ k. au m. ct.}$$

$$2^{\text{e}} \text{ cas. — } p_2 = 0,75 \times 158 = 119 \text{ k/m. ct.}$$

Supposons que la polaire logarithmique nous indique que ce cas de vol correspond à + 10°. Le C. p. est alors placé à 29 %, d'où :

charge sur longeron AV

$$= \frac{(55 - 29)}{(55 - 10)} \times 119 = 69 \text{ k/m. ct};$$

charge sur longeron AR

$$= \frac{(29 - 10)}{(55 - 10)} \times 119 = 50 \text{ k/m. ct etc...}$$

Supposons que la charge maxima au m. ct soit donnée :

Pour le longeron AV, au 1^{er} cas de vol, $p = 112 \text{ k.}$ de bas en haut;
au 3^e cas de vol, $p = 56 \text{ k.}$ de haut en bas;

Pour le longeron AR au 2^e cas de vol, $p = 50 \text{ k.}$ de bas en haut.

On appliquera alors pour les calculs de flexion et d'effort tranchant de l'aile supérieure, la formule des 3 moments, comme au § D.

$$M_A = -\frac{pl_1^2}{2} = -\frac{112 \times 1,4^2}{2} = -109 \text{ kgm.};$$

$$M_A l_2 + M_B (2 l_2 + 3 l_3) = -\frac{P}{4} (l_2^2 + l_3^3)$$

$$-109 \times 2,05 + M_B (2 \times 2,05 + 3 \times 0,7) = -\frac{112}{4} (2,05^3 + 0,7^3)$$

d'où :

$$M_B = -4,2 \text{ kgm.}$$

$$T_{A,i} = \frac{pl_2}{2} + \frac{M_B - M_A}{l_2} = \frac{112 \times 2,05}{2} + \frac{109 - 4,2}{2,05} = +166 \text{ k.}$$

$$T_{A,e} = -pl_1 = -112 \times 1,4 = -156,5 \text{ k.}$$

$$T_{B,i} = \frac{pl_3}{2} + \frac{M_B - M_B'}{l_3} = \frac{112 \times 0,7}{2} + 0 = +39 \text{ k.}$$

$$T_{B,e} = -pl_2 + T_{A,i} = -(112 \times 2,05) + 166 = -64 \text{ k.}$$

Réactions d'appui :

$$R_{A, sup.} = 156,5 + 166 = 322,5 \text{ k.}$$

$$R_{B, sup.} = 39 + 64 = 103 \text{ k.}$$

On tracera les courbes M et les droites T comme il a été dit en D.

L'aile inférieure étant articulée sera calculée comme au § B.

On en déduira $R_{A, inf.}$ et $R_{B, inf.}$;

soit :

$$R_{A, inf.} = 290 \text{ k.}$$

$$R_{B, inf.} = 95 \text{ k.}$$

Remarque. — Si l'aile inférieure étant encastree, on appliquerait les formules suivantes :

$$\text{En A, } M_A = -\frac{pl_1^2}{2};$$

$$\text{En B, } M_B = -\frac{pl_2^2}{8} + \frac{pl_1^2}{4}.$$

En effet, l'équation des 3 moments donne :

$$M_A l_2 + 2 M_B (l_2 + l_3) + M_C l_3 = -\frac{P}{4} (l_2^3 + l_3^3).$$

Puisque $l_3 = 0$, on a :

$$M_A l_2 + 2 M_B l_2 = -\frac{P l_2^3}{4};$$

$$\text{or} \quad M_A = -\frac{P l_1^2}{2};$$

$$\text{d'où} \quad 2 M_B l_2 = -\frac{P}{4} l_2^3 + \frac{P l_1^2 l_2}{2}.$$

$$M_B = -\frac{P l_2^2}{8} + \frac{P l_1^2}{4}.$$

Connaissant M_A et M_B , il suffira d'appliquer la méthode précédente pour connaître les moments en tous points.

Efforts en bout, efforts dans les mâts. — Considérons maintenant la poutre AV par exemple, constituée par les deux longerons AV, les mâts, les croisillons AV. Les réactions d'appui étant connues, il suffit de faire une épure de Crémone (fig. 35 et 36) pour connaître les charges en bout dues à la poussée de l'air dans ces différents éléments :

soit

- mât extrême + 290 k.,
- mât de cabane d + 702 k.
- longeron sup. b + 1.000 k.
- longeron sup. g + 2.950 k.
- traverse inf. c — 1.000 k.
- croisillon a — 1.160 k.
- croisillon f — 2.120 k.

Mais au 3^e cas de vol, les réactions d'appui sont dirigées en sens inverse pour la poutre AV et sont proportionnelles à la valeur de p_3 ,

$$\text{d'où} \quad R_{A, \text{ sup. }} (3) = 322,5 \times \frac{56}{112} = 161,5 \text{ k.}$$

$$R_{B, \text{ sup. }} (3) = 103 \times \frac{56}{112} = 51,5 \text{ k.}$$

$$R_{A, \text{ inf. }} (3) = 145 \text{ k.}$$

$$R_{B, \text{ inf. }} (3) = 47,5 \text{ k.}$$

Le 2^e tracé de Crémone (fig. 37) fait apparaître une compression de + 490 k. dans le longeron inférieur AV et de + 720 k. dans la traverse sup. de fuselage et le travail des cordes inverses des croisillons :

$$a' = - 575 \text{ k.}$$

$$f' = - 800 \text{ k.}$$

Efforts en plan. — Ces efforts se calculent comme au § B.

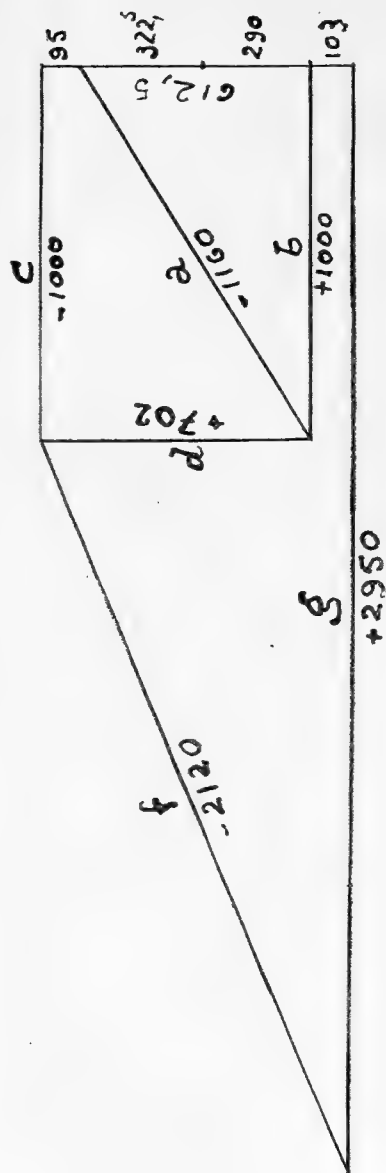


Fig. 35.

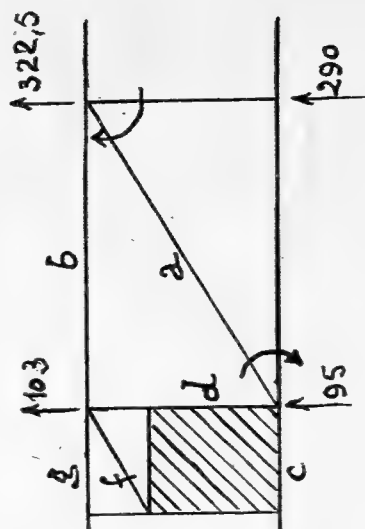


Fig. 36.

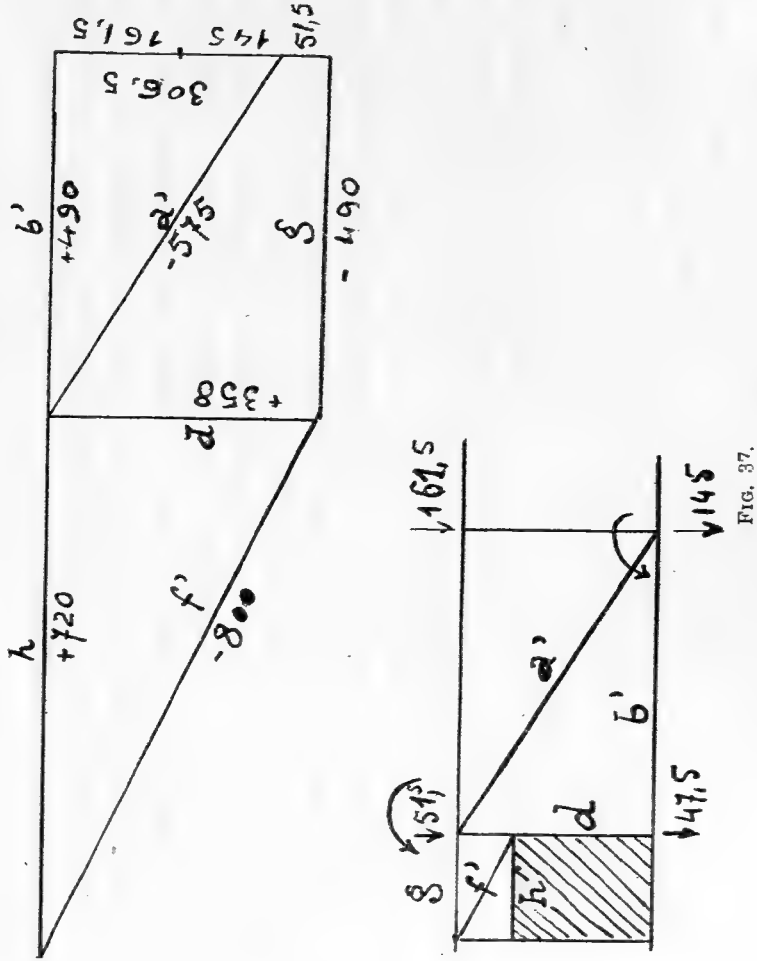


Fig. 37.

F) Aile cantilever rectangulaire.

Flexion et effort tranchant. — Le moment de flexion se détermine très simplement par la formule ;

$$Mx = - \frac{p x^2}{2}$$

à l'emplanture $M_{\text{maximum}} = - \frac{p L^2}{2}$.

L'effort tranchant $T = - px$;
soit au maximum $T = - p L$.

Soit un avion de mêmes caractéristiques P et pc et une aile de même forme en plan qu'au § B :

$$M_{\text{maxi long. AV}} = - \frac{148 \times 4,45^2}{2} = - 1.670 \text{ kgm.}$$

$$T_{\text{maxi long. AV}} = - 148 \times 4,45 = - 660 \text{ k.}$$

Efforts en bout. — Les efforts en bout ne comportent que les charges dues à la tension de la toile (au cas où l'aile serait entoilée).

Efforts en plan. — Les efforts en plan se calculent de la même façon qu'au § B.

Remarque. — Une telle conception conduit à une grande hauteur de longeron à l'emplanture afin d'avoir un moment d'inertie compatible avec le moment de flexion considérable en cette section.

Le longeron sera ainsi logiquement de hauteur décroissante et les nervures également, donc toutes différentes.

Adoptant un profil à l'emplanture on le réunit par des lignes droites à la coque d'extrémité, de façon à connaître les différents profils le long de l'envergure. Par exemple, le profil 5 B donné dans la 1^{re} partie est obtenu ainsi.

G) Aile cantilever trapézoïdale bilongeron.

De cette aile cantilever rectangulaire, on est naturellement conduit à l'aile cantilever trapézoïdale, plus élégante de forme et permettant d'obtenir une légère diminution de la flexion.

Comme dans le cas précédent, la complication des nervures et entretoises toutes différentes est compensée par la suppression des mâts et de leurs ferrures; d'autre part, si le poids est en général plus élevé que dans les modes de construction précédents (§§ B, C, D, E), du moins la finesse et l'esthétique de la cellule y gagnent-elles.

Flexion et effort tranchant. — Le calcul de la flexion et de l'effort tranchant se fait de la façon suivante :

$$M = q \left(\frac{bx^2}{2} + \frac{ax^3}{6L} \right),$$

parabole du 3^e degré;

$$T = q \left(bx + \frac{ax^2}{2L} \right),$$

parabole du 2^e degré

q est la charge au mètre carré; on ne saurait considérer, en effet, dans ce cas, la charge au mètre courant puisque la profondeur d'aile est constamment variable.

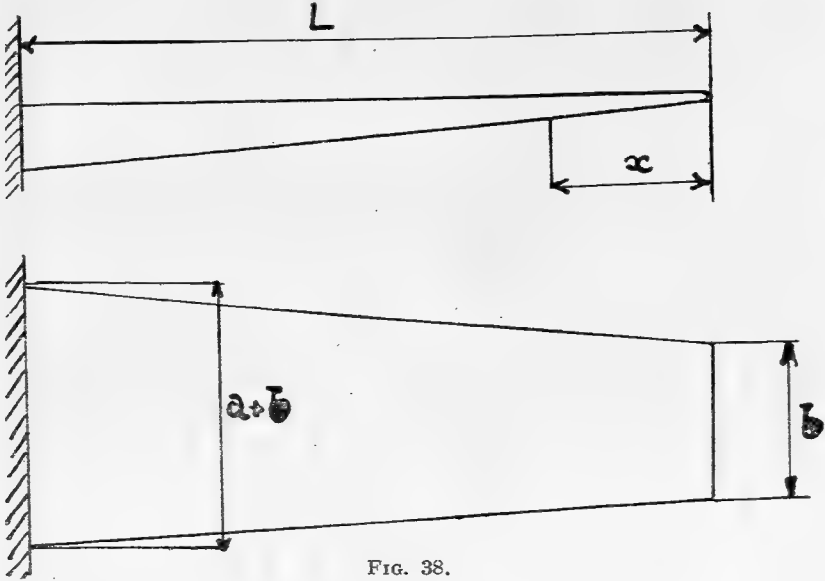


FIG. 38.

b = petite base du trapèze,
 a = grande base — petite base (fig. 38).

D'autre part, on remarquera que le centre de pression est à une distance constamment variable des longerons. Il faut donc considérer l'ensemble des 2 longerons et tracer, pour cet ensemble, la courbe des moments et la courbe des efforts tranchants. Ensuite on fera le départ de la charge entre ces deux pièces.

Reprenons l'exemple précédent ($P = 400$ k.; $pc = 73,5$ k.) et supposons que nous voulions construire une aile cantilever trapézoïdale avec un profil 70 A :

$$a + b = 1 \text{ m. } 80 = \text{grande base}$$

$$b = 1 \text{ m. } = \text{petite base}$$

d'où $a = 0 \text{ m. } 80$

$$\text{La charge au m}^2, q = \frac{C_1}{S} = \frac{2.285}{13} = 176 \text{ k.}$$

d'où

pour $x = 0,5$ $M = 176 \left(\frac{1 \times 0,5^2}{2} + \frac{0,8 \times 0,5^3}{6 \times 4,45} \right) = 22,6 \text{ kgm.}$

$$T = 176 \left(1 \times 0,5 + \frac{0,8 \times 0,5^2}{2 \times 4,45} \right) = 92 \text{ k.}$$

pour $x = 1 \text{ m.}$ — — —

pour $x = 2 \text{ m.}$ — — —

etc...

$$\begin{aligned} \text{pour } x = 4 \text{ m. } 45 \quad M &= 176 \left(\frac{1 \times 4,45^2}{2} + \frac{0,8 \times 4,45^3}{6 \times 4,45} \right) \\ &= \frac{176 \times 4,45}{2} \left(1 + \frac{0,8}{3} \right) = 2.130 \text{ kgm.} \\ &= \frac{q L^2}{2} \left(b + \frac{a}{3} \right), \end{aligned}$$

formule simplifiée pour le calcul de M_{maximum} .

$$\begin{aligned} T &= 176 \left(4,45 \times 1 + \frac{0,8 \times 4,45^2}{2 \times 4,45} \right) \\ &= 176 \times 4,45 \left(1 + \frac{0,8}{2} \right) = 1.100 \text{ k.} = q L \left(b + \frac{a}{2} \right), \end{aligned}$$

formule simplifiée pour le calcul de T_{maximum} .

Ces deux courbes M et T peuvent donc être tracées très exactement, par points.

A ces mêmes distances x , on mesurera sur la figure la position du

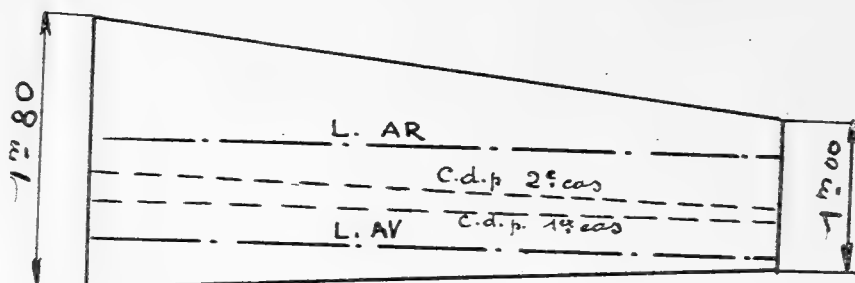


FIG. 39.

centre de pression C. p. relativement aux longerons. Dans notre exemple, nous avons placé les longerons parallèles au centre de pression dans le 1^{er} cas de vol et normaux à l'axe de l'avion (Il suffit pour cela (fig. 39) de tracer d'abord arbitrairement la ligne du C. p. normale à l'axe longitudinal puis de prendre, en avant, à l'emplanture une longueur égale à 32 % de $a + b$, si le proximum du C. d. p. = 0,32, soit $0,32 \times 1,8 = 0,576$ m. et en avant, à l'extrémité une longueur = $0,32 \times b = 0,32 \times 1 = 0 \text{ m } 32$, et de relier ces deux points, puis de tracer les longerons parallèlement à la ligne du C. p.).

1^{er} cas de vol. — Ainsi disposés (c'est-à-dire le longeron AV à 0 m. 50 du C. p., le long AR à 0 m. 80 du C. p.) le longeron AV encaisse 40/65 de la charge totale, le longeron AR 25/65 de la charge totale, au 1^{er} cas de vol.

2^e cas de vol. — Au deuxième cas de vol, le centre de pression est à 42 % de la profondeur (voir fig. 39). On lit sur la figure que :

A l'implanture, le longeron AV encaisse 25/65 de la charge totale et le longeron AR 40/65,

A l'extrémité, le longeron AV encaisse 30/65 de la charge et le longeron AR 35/65.

Mais le facteur de charge $n_2 = 0,75 n_1$.

Donc, par comparaison avec le 1^{er} cas de vol, on : Charge sur longeron AV :

$$= 3/4 \times 25/65 \text{ (emplature)} < 40/65;$$

$$\text{—} \quad 3/4 \times 30/65 \text{ (extrémité)} < 40/65$$

Charge sur long. AR : empl. $3/4 \times 40/65 = 30/65 > 26/65$

$$\text{—} \quad \text{extr. } 3/4 \times 35/65 = 26,3/65 > 25/65.$$

Donc, si, au 1^{er} cas de vol, l'emplacement judicieux des longerons a permis d'éviter le tracé d'une courbe de proportionnalité, il n'en est plus de même au 2^e cas où la proportion de charge supportée par chacun des longerons varie entous points.

On établira donc, au moins pour le longeron AR, qui est plus chargé qu'au 1^{er} cas, la ligne de proportionnalité soit par le calcul, soit par des mesures que l'on fera sur un tracé à grande échelle.

Pour une aile trapézoïdale, à longerons rectilignes, cette ligne ne peut être qu'une droite dont nous connaissons les deux points extrêmes définis par :

pour $x = 0$

$$C_{AR} = 26,3/65$$

pour $x = 4,45$

$$C_{AR} = 30/65.$$

Les points intermédiaires sont donc :

$$x = 1 \text{ m.} \quad 27,12/65$$

$$x = 2 \text{ m.} \quad 27,95/65$$

$$x = 3 \text{ m.} \quad 28,78/65$$

$$x = 4 \text{ m.} \quad 29,61/65.$$

On aura donc les ordonnées des courbes M et T en multipliant ces fractions par les ordonnées des courbes M et T totales.

3^e cas de vol. — Au 3^e cas de vol, le calcul de la vitesse se fait de la même façon que précédemment (§ B), mais l'effort sur chaque longeron varie constamment le long de l'envergure puisque la profondeur est elle-même constamment variable.

On considérera la profondeur moyenne et on établira la charge totale sur le longeron par la même formule que dans le cas de l'aile rectangulaire :

$$F = \frac{n_3 \times \frac{100 \text{ Cm}}{1.600} \times t \times S \times v^2}{\text{distance entre longerons}}$$

$$= \frac{1,5 \times \frac{3,75}{1.600} \times 1,4 \times 13 \times 4.600}{0,65} = 470 \text{ K.}$$

Cette charge C_z est, dans notre exemple, inférieure à la charge sur l'un quelconque des longerons dans les deux cas précédents.

Mais le fait de considérer la profondeur moyenne ne donne qu'une approximation pour la charge unitaire. Donc, au cas où la valeur ainsi obtenue serait supérieure à la charge due aux autres cas de vol, ou du même ordre de grandeur, il y aurait lieu de diviser la surface alaire en

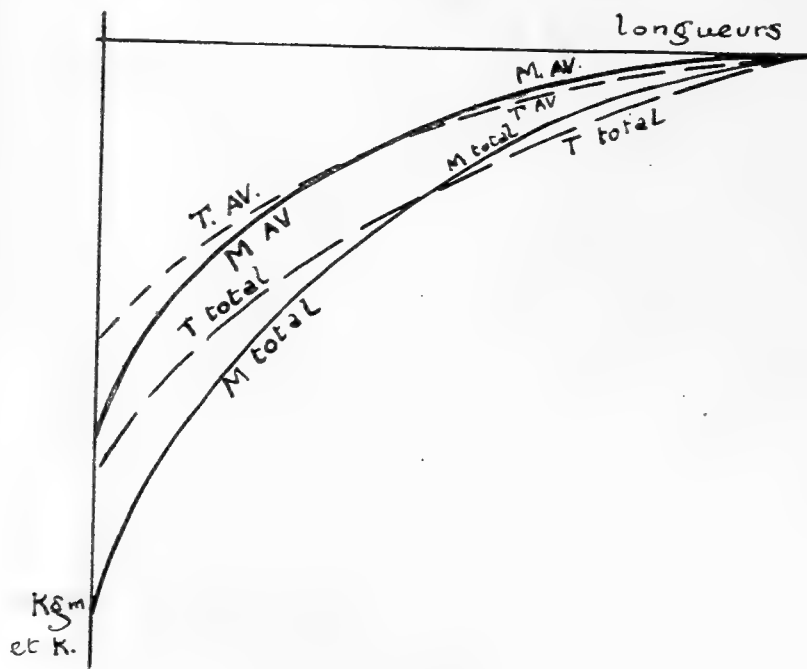


FIG. 40.

tranches correspondant, par exemple, à un mètre d'envergure, de surfaces $s_1, s_2, s_3...$ dans chacune desquelles on considérerait la profondeur moyenne $t_1, t_2, t_3...$ et la distance moyenne entre longerons $\delta_1, \delta_2, \delta_3$.

On pourrait alors tracer une courbe des valeurs q_s le long du longeron.

4^e cas. — Le 4^e cas n'est pas à considérer pour l'exemple choisi, car il donne des charges inférieures aux cas précédents.

Conclusions. — Il reste donc, en ligne de compte :

Pour le longeron AV, le 1^{er} cas, c'est-à-dire 40/65 des courbes totales M et T;

Pour le longeron AR, le 2^e cas, c'est-à-dire une proportion variable; comme nous l'avons vu, des mêmes courbes totales (fig. 40).

Efforts en bout. — Les efforts en bout se réduisent à ceux provenant de la tension de la toile, au cas où l'aile est entoîlée.

Efforts en plan. — Les efforts en plan se calculent comme au § B.

H) Aile multilongeron.

Nous avons jusqu'ici décomposé la charge entre les 2 longerons de voilure, mais, lorsque la cellule est à plusieurs longerons, on décompo-

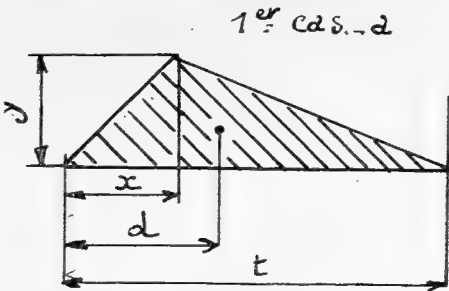


FIG. 41.

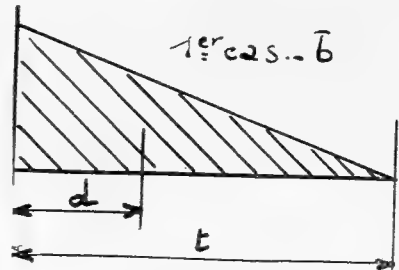


FIG. 42.

sera la charge le long du profil d'aile selon la ligne enveloppe de répartition.

On admet, suivant la profondeur, la répartition suivante de la charge :

Répartition de la charge. — 1^{er} cas de vol. — Si la distance d entre le bord d'attaque et le C. d. p. est $> 1/3$ corde de l'aile, la charge est représentée par un triangle dont le C. d. g. est sur la verticale du C. d. p.

Soit l la longueur de la corde,

C la charge,

on a :

$$C = ty/2$$

ou :

$$y = \frac{2C}{t}$$

$$x = 3d - l \text{ (positif car } d > l/3).$$

$$\text{Si } d = l/3,$$

la charge est représentée par un triangle rectangle.

$$\text{Si } d < l/3,$$

la charge est représentée par un triangle et un trapèze; le sommet du triangle est à une distance du bord d'attaque $= l/5$

$$C = S_1 + S_2$$

$$S_1 d_1 + S_2 d_2 = C \times d$$

d'où :

$$z = 2 C \frac{\left(6 - 15 \frac{Cm}{Cz}\right) \times K}{t}$$

$$y = 2 C \frac{\left(15 \frac{Cm}{Cz} - 1\right) \times K}{5 t}$$

K = échelle de la charge (1 kilogramme est représenté par K unités de surface de l'épure).

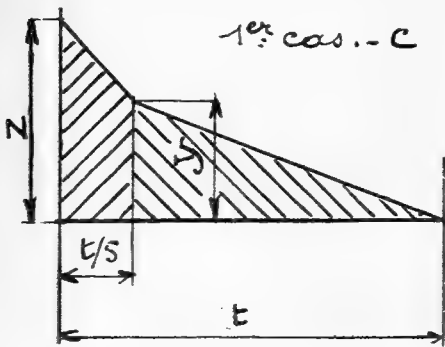


FIG. 43.

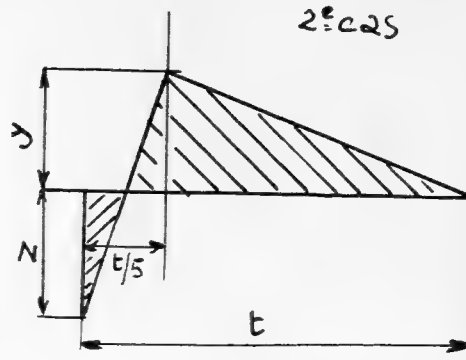


FIG. 44.

2^e cas de vol. — La charge est représentée par deux triangles. Le sommet du triangle AR est à une distance du bord d'attaque = $t/5$

C = somme algébrique de S_1 et S_2 .

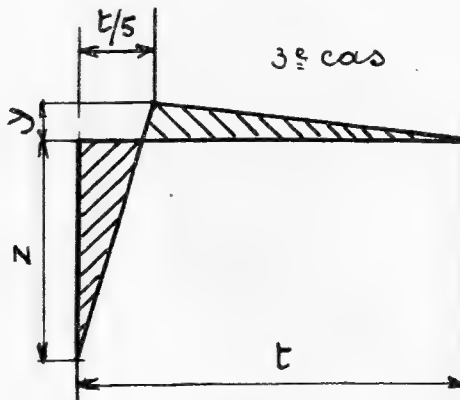


FIG. 45.

Le C. d. g. des surfaces, avec leur signe, est à l'aplomb du C. d. p.
 y et z sont donnés par les mêmes formules que précédemment.

3^e cas de vol. — La charge est représentée par deux traingles de surface égale $S_1 - S^2 = 0$; le C. d. g. est à l'infini; on lève l'indétermination en posant :

$$M_o = Cm \ t S \frac{av^2}{2g};$$

d'où :

$$z = \frac{30 \ M \ K K'}{t^2};$$

$$y = \frac{6 \ M \ K K'}{t^2} = z/5,$$

K' = échelle des longueurs.

On considérera la courbe enveloppe des différents cas.

Soit un avion répondant aux caractéristiques suivantes :

$$\text{poids total} = 400 \text{ k.}; \quad pe = 73,5 \text{ k.}$$

aile rectangulaire d'envergure = 9,6 m. et de profondeur = 1,4 m.

$$1^{\text{er}} \text{ cas.} \quad - C_1 = 7 (400 - 73,5) = 2.285 \text{ k.}$$

$$p = \text{charge au m. courant} = \frac{2.285}{9,6} = 248 \text{ k.}$$

l'échelle des longueurs K' est au 1/10;

$$t = 140 \text{ mm. sur notre épure};$$

1 kilogramme est représenté par 10 mm², d'où $K = 10$;

$$\text{profil 70 A :} \quad \frac{Cm}{Cz} \text{ minimum} = 0,32;$$

$$z = 2 \ C \ \frac{\left(6 - 15 \frac{Cm}{Cz}\right) K}{t} = 2 \times 248 \ \frac{(6 - 15 \times 0,32) 10}{140} = 42,3 \text{ mm.};$$

$$y = 2 \ C \ \frac{\left(15 \frac{Cm}{Cz} - 1\right) K}{5 \ t} = 2 \times 248 \ \frac{(15 \times 0,32 - 1) 10}{5 \times 140} = 27 \text{ mm.}$$

$$2^{\text{e}} \text{ cas.} \quad - C = 0,75 \times 248 = 186 \text{ k.}$$

$$\frac{Cm}{Cz} \text{ au } 2^{\text{e}} \text{ cas} = 0,42 \text{ (angle de vol indiqué sur la pol. log.)}$$

$$z = 2 \times 186 \ \frac{(6 - 15 \times 0,42) 10}{140} = -7,95 \text{ mm.}$$

$$y = 2 \times 186 \ \frac{(15 \times 0,42 - 1) 10}{5 \times 140} = 28,1 \text{ mm.}$$

3^e cas. — M_0 pour l'aile entière = 288 kgm.

Soit par m. courant $288/9,6 = 30 \text{ kgm} = 30.000 \text{ kgmm}$.

$$z = \frac{30 \times 30.000 \times 10 \times 1/10}{140^2} = 46 \text{ mm.}$$

$$y = z/5 = 9,2 \text{ mm.}$$

La charge totale est limitée par la courbe enveloppe et la corde. Soient 4 longerons; on a ainsi pour chaque longeron, suivant sa position, des charges représentées par les aires hachurées :

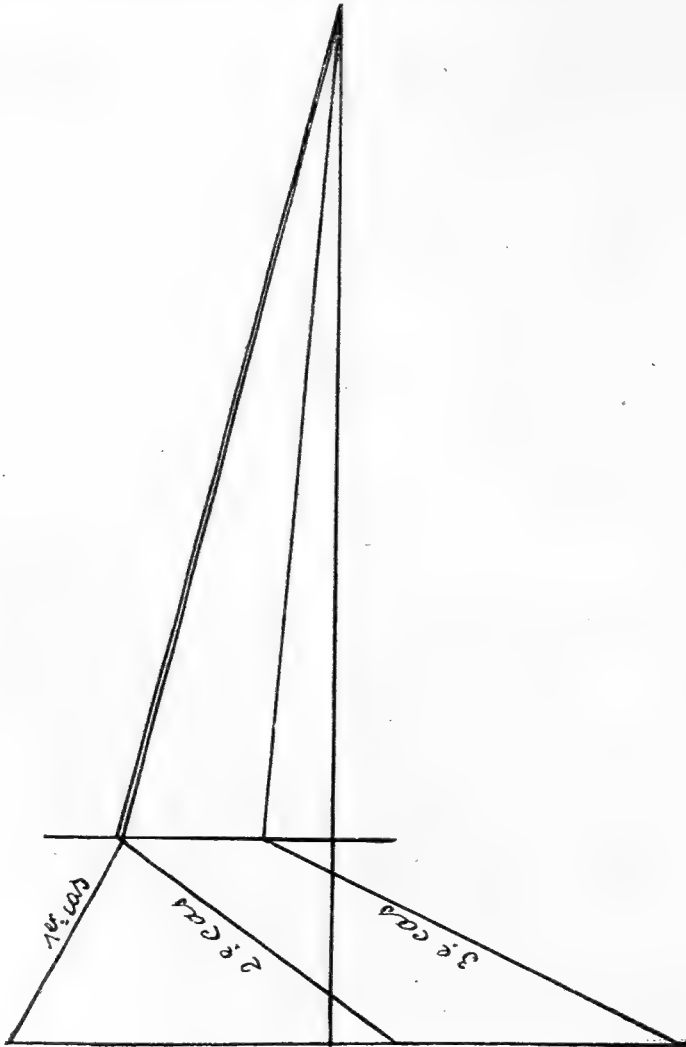


Fig. 46.

soit long. 1	85 k. ↑	soit 34 %	de la charge totale
			(ou 55 k. ↓) (ou 22 %)
long. 2	54 k. ↑	soit 21,6 %	—
long. 3	59 k. ↑	soit 23,7 %	—
long. 4	52 k. ↑	soit 20,7 %	—
Total	250 k. ↑	100 %	

Cette proportionnalité étant connue, il suffira de tracer la courbe des moments et celle des efforts tranchants pour l'aile entière avec une

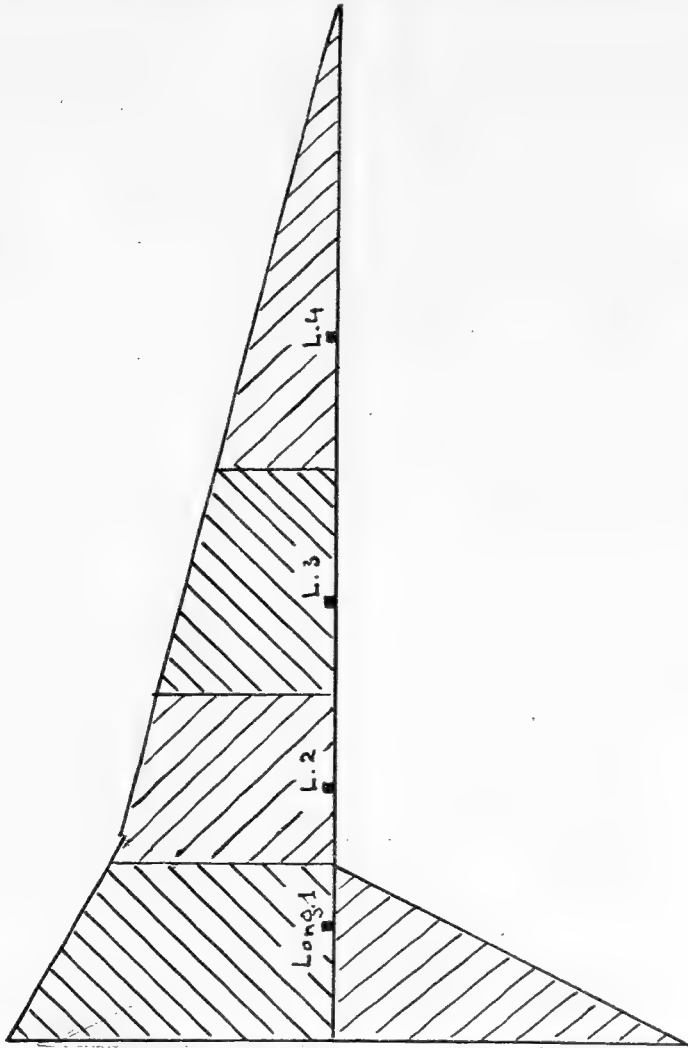


Fig. 47.

charge au mètre courant = $p = 250$ k., puis de répartir ensuite proportionnellement à chaque longeron aussi bien pour les flexions que pour les efforts tranchants.

Remarque. — Si l'aile est trapézoïdale, on opérera de même pour établir une proportionnalité de charge unitaire pour chaque longeron.

I) Aile cantilever, elliptique, à revêtement bois travaillant.

Ces ailes sont généralement constituées par une série d'éléments longitudinaux ou lisses en liaison directe avec un revêtement en contre-plaqué et par des éléments traversaux.

Soit un avion de caractéristiques suivantes : $P = 400$ k.; $p_c = 73,5$; surface = 13 m²; surface en porte-à-faux $5,87$ m².

$$1^{\text{er}} \text{ cas de vol.} \quad - \quad q = \frac{C_1}{S} = \frac{7(400 - 73,5)}{13} = 176 \text{ k.}$$

Flexion et efforts tranchants. — On divisera la surface alaire S en éléments tels que : s_1, s_2, s_3 (fig 48), dont la distance à $O O'$ de chaque centre de gravité partiel = d_1, d_2, d_3 .

Le moment fléchissant en $O O'$ pour chaque section est le produit $s \times q \times d$

$s_1 = 0,32$ m ²	$d_1 = 4,10$ m.	$s_1 d_1 q = 0,32 \times 4,1 \times 176 = 230$ kgm.
$s_2 = 0,47$	$d_2 = 3,75$	$s_2 d_2 q =$
$s_3 = 0,56$	$d_3 = 3,20$	$s_3 d_3 q =$
$s_4 = 0,64$	$d_4 = 2,70$	$s_4 d_4 q =$
$s_5 = 0,71$	$d_5 = 2,20$	$s_5 d_5 q =$
$s_6 = 0,77$	$d_6 = 1,70$	$s_6 d_6 q =$
$s_7 = 0,81$	$d_7 = 1,20$	$s_7 d_7 q =$
$s_8 = 0,83$	$d_8 = 0,70$	$s_8 d_8 q =$
$s_9 = 0,76$	$d_9 = 0,20$	$s_9 d_9 q =$

D'autre part, le moment fléchissant pour chaque section est égal à zéro au centre de gravité de ladite section.

On aura donc, pour chaque section, une droite figurant les moments de flexion (fig. 48).

Les ordonnées de ces droites s'ajoutent, de proche en proche et donnent une courbe enveloppe qui est la courbe des moments de flexion.

L'effort tranchant, pour chaque section, est égal à $s \times q$ et constant jusqu'à l'emplanture; les ordonnées de ces droites horizontales s'ajoutent de proche en proche et la courbe enveloppe est la ligne des efforts tranchants.

Torsion. — On tracera la courbe des centres de poussée ou lieu des points situés à 32 %, par exemple, du bord d'attaque (si le minimum de la valeur $\frac{100 C_m}{100 C_z}$ donne 0,32 pour ce profil) (fig. 49).

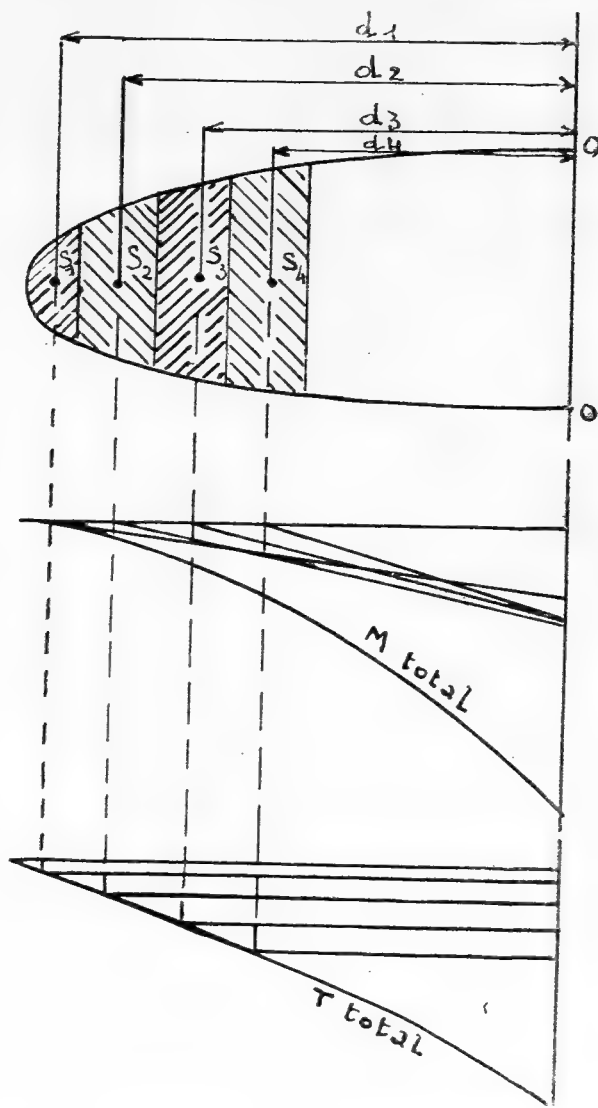


Fig. 48.

On admet ainsi, implicitement, que le profil est sensiblement le même tout le long de l'envergure, autrement dit que les sections sont homothétiques.

En chaque section $OO' \dots CD, EF, GH$, considérons pour toute la portion d'aile située à gauche, le point d'application de la résultante des centres de pression soit p en GH , p' en EF , p'' en CD et rapportons ces points aux traces GH, EF , etc., des sections.

Il s'agit maintenant de déterminer la section des éléments longitudinaux et du revêtement.

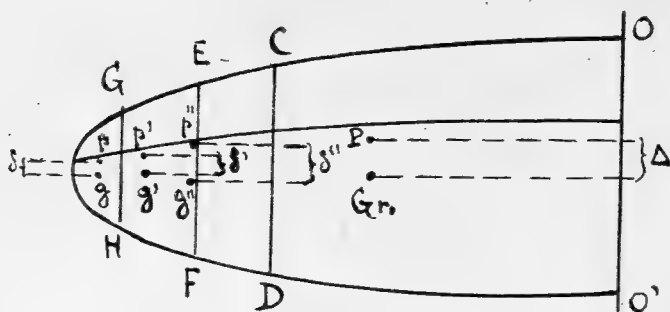


FIG. 49.

Le C. d. g. des éléments résistants de gauchese trouve, pour chaque section, $GH, EF \dots$ en g, g', g'' etc., points que nous rapportons aux traces des sections.

Appelons $\delta, \delta', \delta''$, etc..., les distances $\overline{pg}, \overline{p'g'}, \overline{p''g''}$, etc.

Le moment de torsion est alors égal à $s \times q \times \delta$.

2^e cas de vol. — Les flexions et efforts tranchant sont égaux à 0,75 de ceux du 1^{er} cas.

Torsion. — On tracera la courbe lieu des points situés à $x\%$ du bord d'attaque, x étant égal à $\frac{100 C_m}{100 C_z}$ pour l'angle de vol correspondant à la vitesse maxima, soit 0,42 par exemple.

3^e cas. — Soit : $100 C_m = 3,75$

$$100 C_x + X = 9,5$$

etc. (voir § B)

$$V^2 = 4.600$$

$$M_o = n_s \times \frac{100 C_m}{1.600} \times l \times S \times V^2.$$

On considérera les divers éléments de surface que l'on a envisagés pour le 1^{er} cas de vol et pour chacun d'eux on prendra la profondeur moyenne :

$$s_1 = 0,32 \text{ m}^2 \text{ } t_{\text{moyen}} = 0,64 \text{ m}^2.$$

$$s_1 + s_2 = 0,79 \text{ tm} = \frac{0,64 + 0,94}{2} = 0,79 \text{ m}^2$$

.....

$$M_{o(1)} = 1,5 \times \frac{3,75}{1.600} \times 0,64 \times 0,32 \times 4.600 = 3,3 \text{ kgm.}$$

$$M_{o(1+2)} = 1,5 \times \frac{3,75}{1.600} \times 0,79 \times 0,79 \times 4.600 = 10 \text{ kgm.}$$

.....

$$M_{o \text{ total}} = 1,5 \times \frac{3,75}{1.600} \times 1,31 \times 5,87 \times 4.600 = 125 \text{ kgm.}$$

On a ainsi les différents points de la courbe M_o .

Donc, en tous points, la section résistante ou section du caisson doit pouvoir tenir aux efforts tranchants, aux flexions, aux torsions dans le cas de la plus grande fatigue.

Efforts en plan. — Les efforts en plan se calculent comme au § B.

J) Aile monolongeron.

Dans le cas d'un profil à centre de poussée peu variable (profils autostables c'est-à-dire à bord de fuite relevé), il peut être avantageux pour le poids ou la facilité de construction d'employer un longeron unique formé d'un caisson occupant une profondeur au moins égale au déplacement du C. d. p. dans les 2 premiers cas de vol.

Soit un profil 233 (catalogue du Service des Recherches de l'Aéronautique, mars 1931).

Le proximum du C. d. p. est à 25,5 % (1^{er} cas).

Pour 100 Cz = 25 (2^e cas) le C. d. p. est à 27 %.

Au 3^e cas, 100 Cm_o = + 0,7.

Utilisons un caisson dont l'axe soit à 26 %.

1^{er} cas. — Calcul de flexion comme dans le cas ordinaire, le longeron encaissant l'effort total et calcul de torsion :

$$M_{\theta_1} = T_1 \times (0,26 - 0,255) \text{ l.}$$

2^e cas. — Calcul de flexion comme dans le cas ordinaire, le longeron encaissant l'effort total et calcul de torsion : $M_{\theta_2} = T_2 (0,27 - 0,26) \text{ l.}$

3^e cas. — M_o se calcule comme il a été dit précédemment :

$$M_o = n_3 \times \frac{100 \text{ Cm}}{1.600} \times l \times S \times V^2$$

M_o est faible puisque le facteur 100 Cm_o est lui-même très petit pour ce genre de profils.

K) La méthode générale.

Les procédés énumérés ci-dessus ont appris à calculer une cellule d'avion d'une façon simple, mais non point rigoureuse.

En effet, 1° la cellule est une poutre prismatique à trois dimensions, on ne peut donc, en toute rigueur, séparer arbitrairement les diverses faces.

2° La cellule est hyperstatique car ses assemblages sont rigides; il y a donc lieu, en toute rigueur, de faire intervenir les déformations; or ces déformations produisent deux sortes d'effets :

a) La poutre étant simultanément fléchie et comprimée, la déformation due à la flexion est accentuée par la compression.

b) Les déplacements des nœuds produisent des moments secondaires.

3° La formule des trois moments que nous avons utilisée pour les types de cellules haubannées n'est rigoureuse que si :

a) La poutre est uniformément chargée (ce qui est admis dans une aile à profondeur constante).

b) La poutre est homogène, c'est-à-dire à E constant (ce qui est généralement réalisé, le matériau restant le même tout le long du longeron).

c) Les appuis sont sans dénivellation (ce qui est pratiquement réalisé pour les faibles charges mais non dans les périodes de haute charge).

d) Les efforts dans la même barre et aboutissant au même nœud concourent sur l'axe neutre (ce qui est pratiquement réalisé lorsque l'on n'a pas systématiquement excentré les attaches. Voir § L.).

e) La poutre est de section uniforme (ce qui est très rarement réalisé).

Il y aurait donc lieu, en toute rigueur, de recourir à l'équation générale de Clapeyron.

Mais les diverses corrections énumérées en 1°, 2°, 3°, outre qu'elles compliquent sérieusement les calculs, ne constituent elles-mêmes, du fait des hypothèses que l'on est obligé de faire, qu'une approximation nouvelle.

L'erreur commise, au total, dans la détermination des efforts, en appliquant correctement la méthode simplifiée, n'excède pas quelques unités pour cent.

D'ailleurs, une exactitude rigoureuse des calculs deviendrait illusoire, appliqués qu'ils sont à des matériaux dont l'homogénéité ne saurait être absolue et à des assemblages dont la perfection ne peut être que relative.

Il existe toutefois des cas spéciaux pour lesquels le simple bon sens indique que la méthode simplifiée ne saurait suffire et qu'il y a lieu de lui apporter des corrections.

L) Cas spéciaux.

1° EXCENTRICITÉ DES ATTACHES. — Au lieu de faire concourir les diverses barres d'un nœud à l'axe neutre, il arrive assez fréquemment que — pour des facilités de construction — les attaches des haubans soient excentrées (fig. 50).

On apportera donc la correction suivante à la méthode simplifiée que nous avons exposée plus haut :

Soit d la valeur de l'excentricité aux différents nœuds A, B,...

L'effet produit par cette excentricité en A se répercute en B et C (voir fig. 51) du fait des croisillons.

L'effet produit par cette excentricité en B se répercute en C.

On recherchera les nouvelles lignes d'action, lignes qui ne se confondent plus avec l'axe neutre du longeron.

Pour obtenir ces nouvelles lignes d'action et, par conséquent, leur

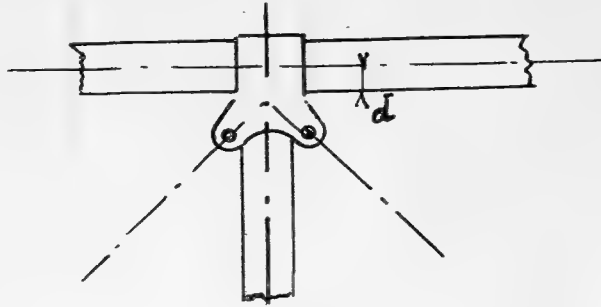


FIG. 50.

point d'intersection avec l'axe neutre du longeron, on utilisera la même équation que pour le calcul des moments sous l'effet de la poussée, mais en annulant le 2^e terme et en posant que le moment en A est égal à l'unité $\mu_A = 1$

$$\begin{aligned} 1,8 \mu_A + 2 (1,8 + 1,6) \mu_B + 1,6 \mu_C &= 0 \\ 1,6 \mu_B + 2 (1,6 + 1,6) \mu_C + 1,6 \mu_B' &= 0; \\ \mu_B' &= \mu_B. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{D'où : } 1,8 + 6,8 \mu_B + 1,6 \mu_C &= 0. \\ 3,2 \mu_B + 6,4 \mu_C &= 0. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{D'où : } \mu_B &= -0,3. \\ \mu_C &= +0,15 \end{aligned}$$

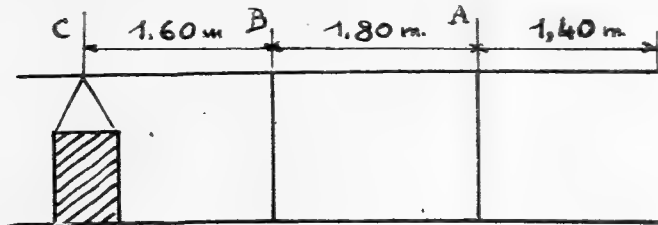


FIG. 51.

et une épure d'efforts tranchants en donnant aux pressions le signe convenable :

$$T_2 \text{ en } A_i = M_{2A}/AB;$$

$$T_2 \text{ en } B_i = M_{2B}/BC.$$

Les moments M_2 se composent géométriquement avec les moments M_1 dus à la poussée.

Les efforts tranchants de même (fig. 53).

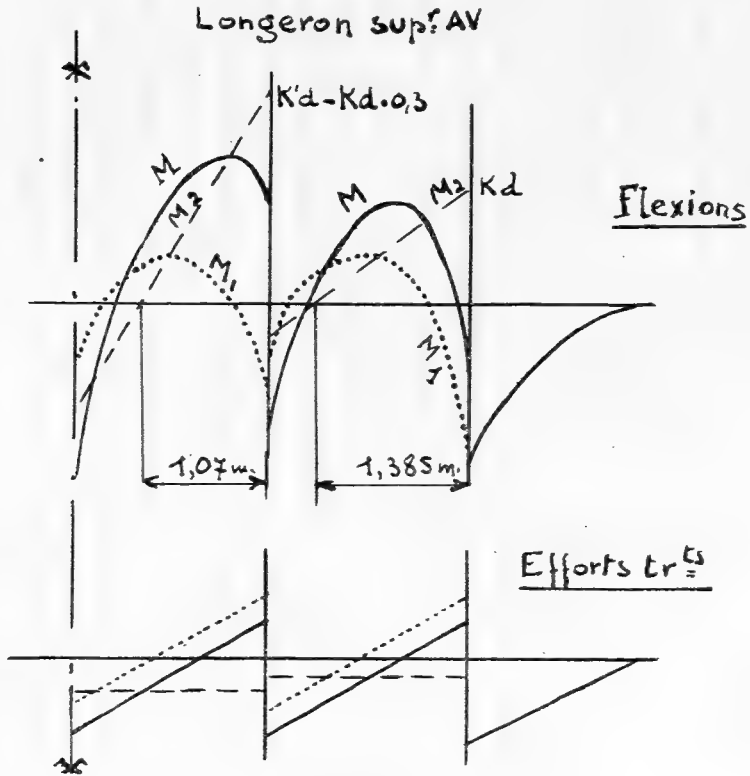


FIG. 53.

2° CAS D'UNE CHARGE SUR LA VOILURE (RÉSERVOIR PAR EXEMPLE).
— a) Le réservoir repose en 4 points, soit 2 sur longeron AV, 2 sur longeron AR. On considérera la travée comme isolée et nous rappelons ici les formules (fig. 54).

$$\text{La réaction } R_A = \frac{P(q+r) + Qr}{L}.$$

$$\text{La réaction } R_B = \frac{Q(p+q) + Pp}{L}.$$

De A en C, $M' = R_A x$.

De C à D, $M' = R_A x - P(x - p)$.

De D à B, M' est représenté par une droite passant par B.

T' de A en C $= R_A$.

De C en D, $T' = R_A - P$.

De D en B, $T' = R_A - P - Q = R_B$.

Les valeurs M' et T' se composent avec les valeurs trouvées pour M et T , sous l'action de la poussée de l'air.

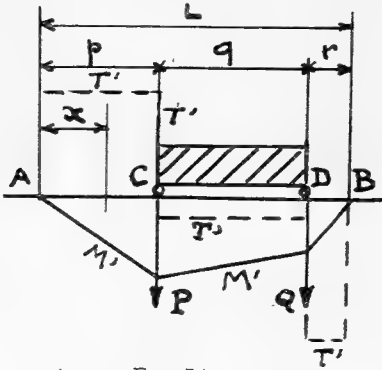


FIG. 54.

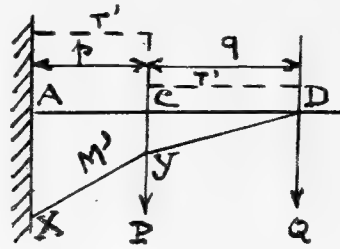


FIG. 55.

Si la cellule est cantilever (fig. 55), les moments produits par les charges P et Q varient linéairement suivant les ordonnées du polygone XYD :

$$AX = Pp + Q(p + q).$$

$$CY = Qq.$$

L'effort tranchant de A à C $= P + Q$.

— de C à D $= Q$.

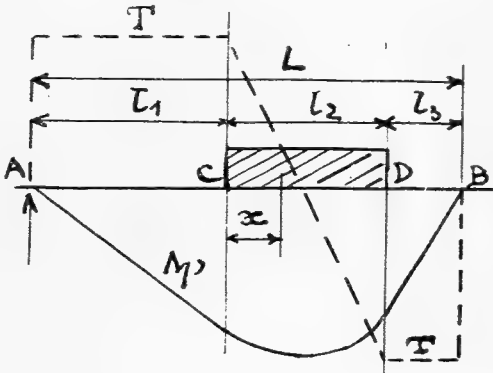


FIG. 56.

b) Si le réservoir, de poids F , porte sur toute sa largeur, on a (fig. 56) :

$$R_A = \frac{F (2 l_3 + l_2)}{2 L}.$$

$$R_B = \frac{F (2 l_1 + l_2)}{2 L}.$$

En C, $M' = R_A \times l_1$.

En D, $M' = R_B \times l_3$.

De C en D, $M' = R_A (l_1 + x) - \frac{px^2}{2}$.

T de A en C = R_A .

T de D en B = $-R_B$.

Dans la partie CD, T est représenté par une oblique joignant R_A à $-R_B$.

3° BARRES SURABONDANTES. — Nous avons vu qu'un système de barres était surabondant et non calculable par la méthode de Crémona si :

$$m > 2 n - 3$$

où m = nombre total des côtés dus système;

n = — des sommets.

La méthode générale de résolution consiste à supprimer à tour de rôle les éléments surabondants de manière à obtenir des systèmes déterminés dans lesquels il est, dès lors, facile d'obtenir la charge de chaque barre.

On note ces efforts et l'on adopte ensuite le plus grand pour chaque barre.

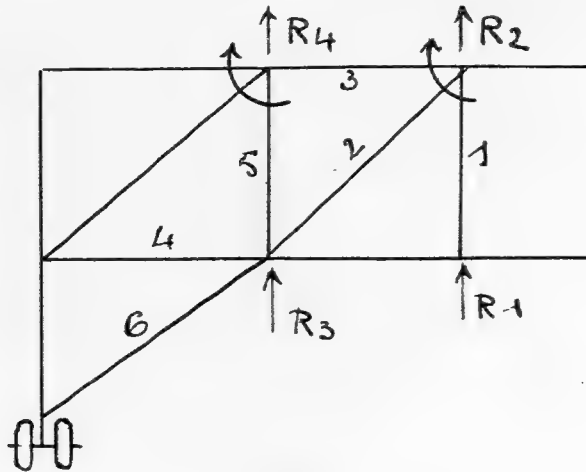


FIG. 57.

Soit la cellule représentée sur la figure 57.

On tracera, par exemple, 3 épreuves de Crémone en supprimant, chaque fois, une barre.

Chacune de ces épreuves donnera en 4, 5, 6 des valeurs différentes, parfois en sens inverses; on choisira la valeur la plus défavorable.

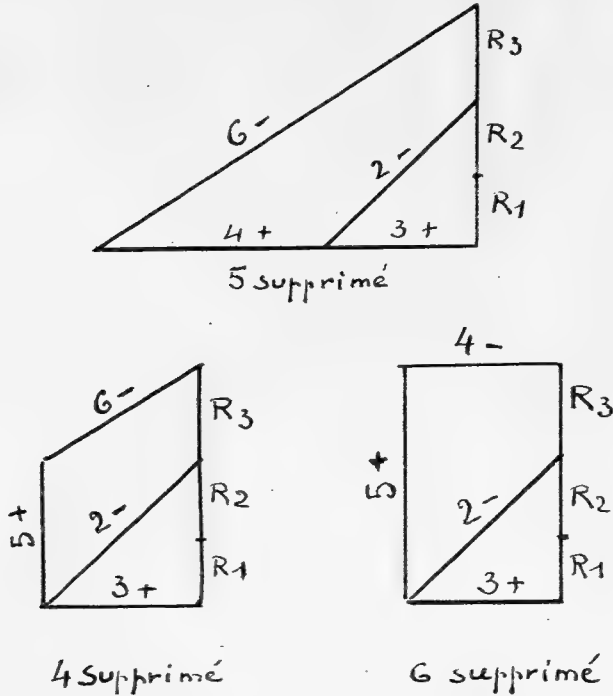


FIG. 58.

4^o CAS OU LES MATS NE SE TROUVENT PAS DANS LE MÊME PLAN QUE LES LONGERONS. — Nous avons étudié séparément les poutres de la cellule et avons fait remarquer que l'erreur apportée par ce calcul

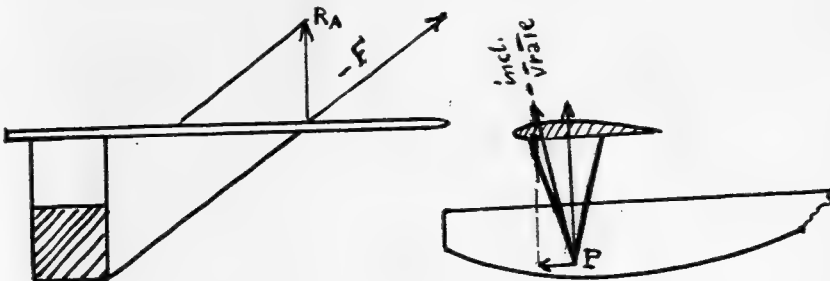


FIG. 59.

simplifié était négligeable. Toutefois, dans le cas où les éléments d'une poutre seraient systématiquement dans des plans différents, il y aurait évidemment lieu d'en tenir compte.

Soit, par exemple, un monoplan parasol avec mâts en V.

Connaissant la réaction R_A , on en déduit la valeur de la traction — F sur la projection du mât dans le plan vertical; traçant le mât suivant son inclinaison vraie par rapport au plan vertical, on décompose la force — F en une force de traction dirigée suivant le mât et une composante horizontale appliquée au point de liaison du mât au fuselage, c'est-à-dire sur le longeron inférieur de fuselage (fig. 59).

En opérant de même pour le mât AR, on obtiendrait en P une force horizontale dirigée en sens inverse de la précédente.

M) Calcul des nervures.

Les nervures sont les éléments qui assurent à l'aile le profil convenable et qui servent à transmettre les actions de l'air du revêtement aux longerons, sans participer à la résistance de l'ensemble.

Soit l'avion précédemment envisagé : $P = 400$ k.; $pc = 73,5$ k.; envergure = 9,60 m.

Nous avons déjà parlé de la répartition de la charge le long du profil (Voir § G).

La ligne enveloppe déterminait, dans notre exemple, une surface correspondant à 250 k./m. courant.

Si nous adoptons un espacement de nervures de 0,25 m., la charge par nervure sera de $250 \times 0,25 = 62,5$ k.

Soit une nervure constituée par une âme en contreplaqué avec chapeau supérieur et inférieur.

On considérera :

a) La partie en porte-à-faux à l'AV du longeron AV dont la charge trapézoïdale = 17,5 k. = f_1 et la longueur de corde = $l_1 = 195$ mm.

Soit un moment maximum $M f_1 \times d_1$.

d_1 étant la distance qui sépare la face AV du longeron du centre de gravité du trapèze = 102,5 mm. :

$$17,5 \times 102,5 = 1.790 \text{ kgmm.}$$

b) La partie centrale dont la charge trapézoïdale entre appuis =

$f_2 = 31$ k. et la base $l_2 = 585$ mm.

$$M_{\text{maximum}} = \frac{f_2 cc'}{2 l_2},$$

c et c' étant les distances respectives des appuis au C. d. g. de la charge :

$$= \frac{31 \times 275 \times 310}{2 \times 585} = 2.240 \text{ kgmm.}$$

c) La partie extrême dont la charge triangulaire en porte-à-faux = 8,5 k. et la base = 540 mm. = l_3

$$M_{max.} = \frac{f_3 l_3}{3} = \frac{8,5 \times 540}{3} = 1.540 \text{ kgmm.}$$

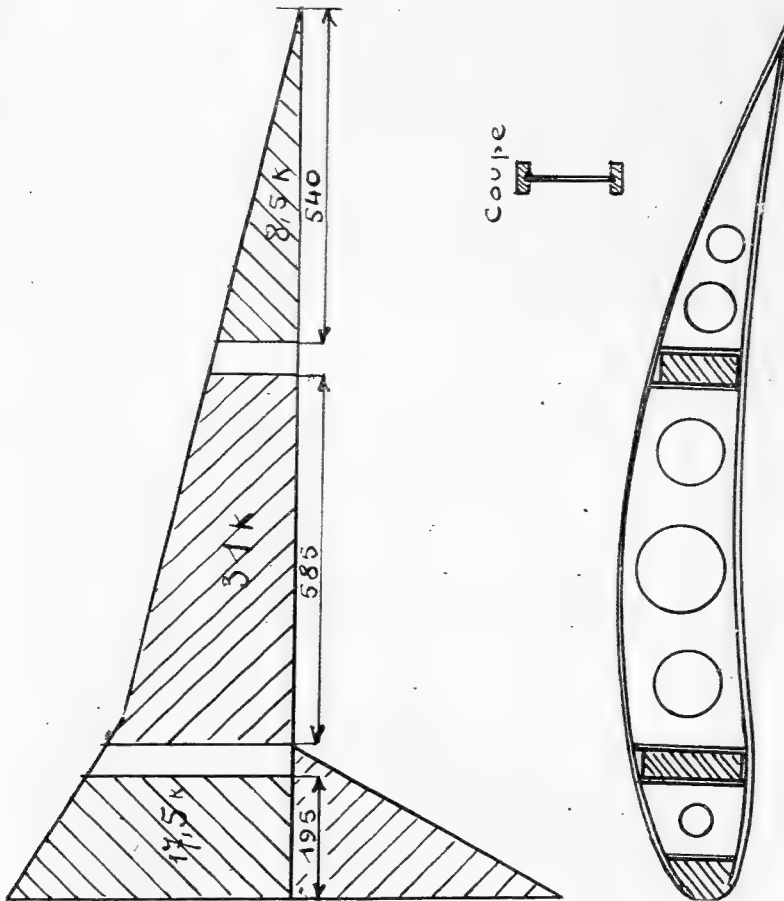


Fig. 60.

Mais, même pour les petits avions, la nervure est fréquemment en treillis, soit métallique, soit en bois, si l'épaisseur est assez grande.

Il y a lieu dans ces conditions de tracer une épure de Crémona.

Soit un profil comme celui précédemment étudié. On déterminera la charge en chaque nœud d'après la surface de la charge intéressée par ledit nœud.

Les réactions sont appliquées à l'encastrement des longerons.

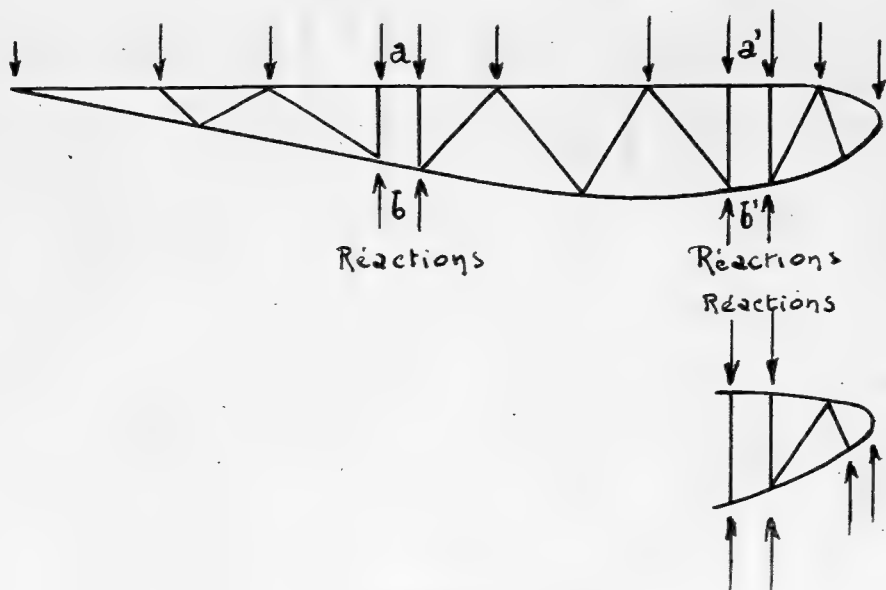


FIG. 61.

On considérera la partie AV comme chargée, soit du haut en bas, soit de bas en haut; les autres parties, comme chargées sur l'intrados.

On aura ainsi les charges sur chaque élément, sauf pour les petites longueurs de contour a , a' , b , b' , au droit des longerons, pour lesquelles on admettra la charge de l'élément contigu le plus chargé.

CHAPITRE II

GOUVERNES, PLANS DE QUEUE ET COMMANDES

A) Généralités.

On calculera les gouvernes et les commandes suivant la réglementation du S. T. Aé., c'est-à-dire en tenant compte des propriétés aérodynamiques des plans intéressés, mais il y aura lieu, en outre, de toujours vérifier si les efforts exercés par le pilote au cours des manœuvres n'entraînent pas des charges supérieures; auquel cas, c'est, bien entendu, la charge la plus grande qui sera prise en considération. Il n'est, toutefois, pas recommandable de prévoir des démultiplications telles que le pilote puisse, par une manœuvre brusque, créer des efforts largement supérieurs aux efforts aérodynamiques prévus. Le même calcul démontrera si les gouvernes peuvent être mises en jeu sans effort exagéré.

Lorsque les gouvernes seront compensées, on tiendra compte des efforts de flexion et de torsion que les compensations introduisent sur les éléments correspondants.

Les commandes, guidages, renvois, résisteront à des efforts au moins égaux à ceux résultant des charges de rupture sur les plans mobiles.

Ces efforts seront majorés des surcharges dues aux frottements dans les transmissions ou des chocs.

On tiendra compte également de l'usure dans le dimensionnement des parties frottantes.

B) Gauchissement.

CHARGE. — a) Les règles françaises sont les suivantes :

Les ailerons, en position neutre, seront considérés comme faisant partie de la cellule. Ils seront donc calculés avec les mêmes facteurs de charge aux différents cas de vol.

Pour tenir compte du braquage, on admet une charge à la rupture égale à 200 k/m_2 , charge répartie triangulairement avec base du triangle à l'aplomb de la charnière.

b) Après plusieurs essais au tunnel, M. Sabatier, ingénieur en chef au S. T. Aé., a établi la formule suivante :

$$q = \text{charge au m}^2 \text{ d'aileron} = n_1 \left[\left(\frac{P}{S} \times 2 p \right) + 0,0015 V_h^2 \right].$$

q en k/m^2 ; $\frac{P}{S}$ = charge alaire en k/m^2 ;

n_1 = facteur de charge au 1^{er} cas de vol;

p = profondeur de l'aileron par rapport à la profondeur de l'aile entière;

V_h = vitesse, au 2^e cas de vol, en m/s.

Il sera intéressant de vérifier si cette valeur q n'est pas supérieure à 200 k.

c) De plus, l'effort exercé par le pilote peut produire sur la gouverne une réaction qui fournira un 3^e chiffre pour la valeur de q .

d) La traînée sera prise égale à $\frac{1}{10}$ des efforts normaux au plan de l'aileron (résultats d'essais).

EXEMPLE. — Soit à calculer les efforts dans l'aileron de l'avion pris en exemple au paragraphe B, chapitre I, II^e partie. = Envergure : 3 m.; profondeur = 0,30 m.; surface = 0,90 m²; profondeur d'aile : 1 m,40.

La règle du S.T.Aé. donne $200 \times 0,9 = 180$ k.

La formule de M. Sabatier :

$$q = 7 \left[\left(\frac{400}{13} \times 2 \times \frac{0,3}{1,4} \right) + 0,0015 \left(\frac{117}{3,6} \right)^2 \right] = 105 \text{ k/m}^2.$$

La charge de l'aileron = $105 \times 0,9 = 94$ k.

Soit maintenant le calcul basé sur l'effort maximum instantané du pilote, en remarquant que, dans notre exemple, les ailerons ne sont pas compensés, c'est-à-dire que l'effort est intégralement transmis.

Les expériences au dynamomètre ont indiqué 40 k. comme effort moyen dans un tel mouvement de commande; adoptons un coefficient de sécurité de 3 (fig. 62).

L'effort transmis en B est donc égal à :

$$40 \times 3 \times \frac{\overline{MN}}{\overline{ON}} = 40 \times 3 \times \frac{540}{200} = F = 326 \text{ k.}$$

Le point d'application de la réaction aérodynamique sur les ailerons est situé au tiers avant puisque la répartition admise est un triangle rectangle :

$$P \times \overline{AC} = F \times \overline{AB}.$$

$\overline{AB}$ = bras de levier du guignol = 90 cm.

$$\overline{AC} = \frac{1}{3} \text{ de la profondeur d'aileron} = \frac{300 \text{ mm}}{3} = 100 \text{ mm.}$$

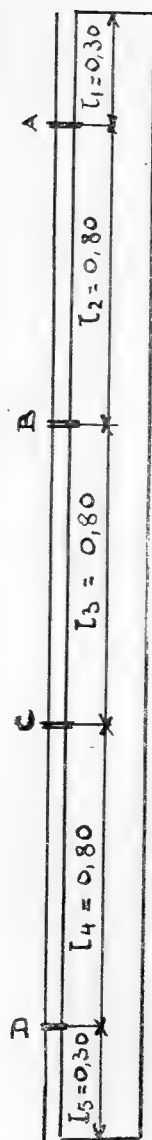


FIG. 63.

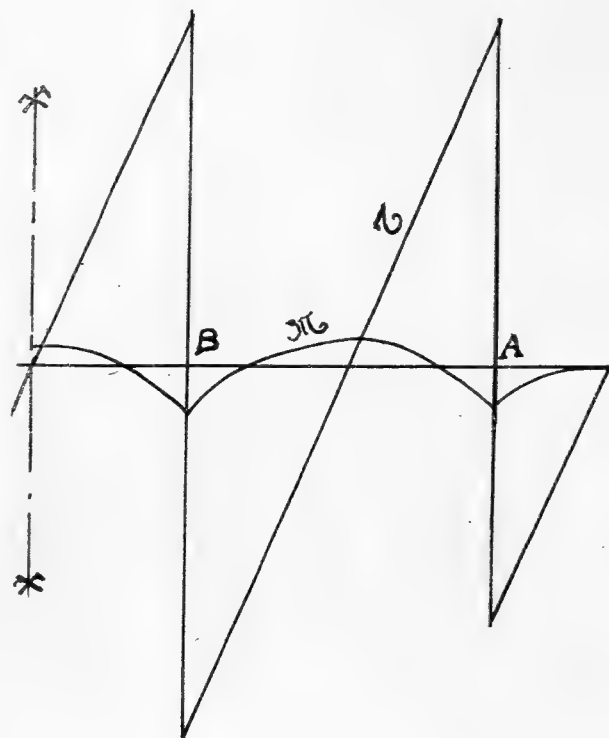


FIG. 63 bis.

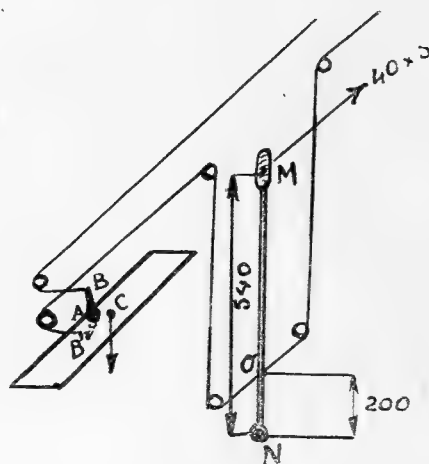


FIG. 62.

Par aileron :

$$P = \frac{1}{2} \times \frac{326 \times 90}{300/3} = \frac{1}{2} \times 294 \text{ k.} = 147 \text{ k.}$$

C'est donc l'effort de 180 k. qu'il y aura lieu d'adopter dans le calcul.

L'aileron sera, par exemple, retenu en quatre points d'attaches, soit sur le longeron AR, soit sur un faux longeron et essentiellement constitué par un longeron antérieur (fig. 63).

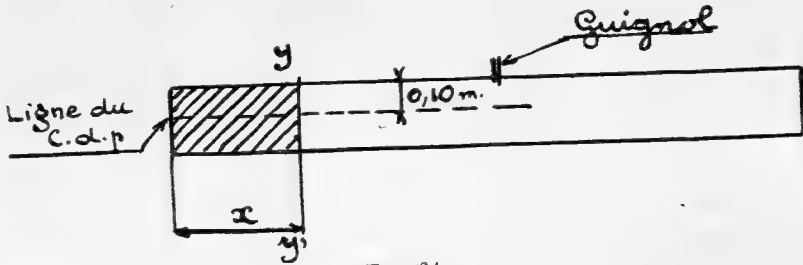


FIG. 64.

L'aileron dessiné étant à profondeur constante, on considérera la charge au mètre courant = 60 k. et on appliquera la formule des trois moments :

$$M_A = - \frac{p l_1^2}{2} = - \frac{60 \times 0,3^2}{2} = - 2,70 \text{ kgm.}$$

$$- 2,70 \times 0,8 + 2 M_B (0,8 + 0,8) + M_C \times 0,8 = - \frac{60}{4} (0,8^3 + 0,8^3)$$

Remarquant que $M_C = M_B$, on trouve, tous calculs faits :

$$M_B = - 3,30 \text{ kgm.}$$

$$T_{A,e} = - 60 \times 0,3 = - 18 \text{ k.};$$

$$T_{A,i} = \frac{60 \times 0,8}{2} + \frac{- 3,30 + 2,70}{0,8} = + 23,2 \text{ k.};$$

$$T_{B,e} = - 60 \times 0,8 + 23,2 = - 24,8 \text{ k.};$$

$$T_{B,i} = \frac{60 \times 0,8}{2} = + 24 \text{ k.};$$

$$R_A = 23,2 + 18 = 41,2 \text{ k.};$$

$$R_B = 24 + 24,8 = 48,8 \text{ k.}$$

Soit par 1/2 aileron $41,2 + 48,8 = 90 \text{ k.}$ ce qui correspond bien aux 180 k. par aileron (Voir figure 63 bis).

Le moment de torsion en tous points du longeron est donné par la charge correspondante à la surface envisagée multipliée par la distance à l'axe du longeron du point d'application de cette charge :

$$M\theta = F \times d.$$

$$\text{En } yy', M \text{ torsion} = 60 \times x \times 0,10 \text{ (fig. 64).}$$

— La trainée unitaire est considérée comme égale à $\frac{1}{10}$ de la poussée unitaire, soit, dans notre cas 6 k. par m. courant.

Les moments de flexion aux attaches ainsi que les efforts tranchants dus à la trainée seront donc égaux à $1/10$ des valeurs précédemment trouvées.

Le longeron devra donc satisfaire : En tant que moment d'inertie suivant xx' aux efforts de flexion (fig. 65).

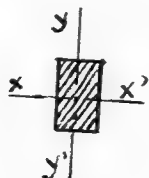


FIG. 65.

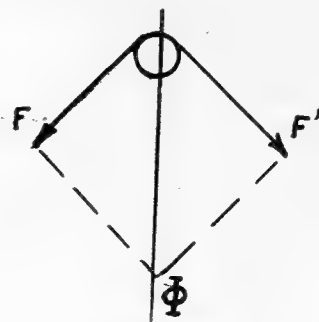


FIG. 66.

En tant que moment d'inertie suivant yy' , aux efforts de trainée.

En tant que moment d'inertie polaire aux efforts de torsion :

$$(I_o = I_{xx'} + I_{yy'}).$$

— Le guignol devra pouvoir supporter l'effort de traction de 326 k. à l'attache du câble et un moment de flexion maximum $= 326 \times 0,090 = 29,5$ kgm. à la liaison au longeron.

— Les câbles supporteront la charge de 326 k. et les poulies de renvoi devront résister à la résultante Φ de $F + F'$ (fig. 66).

— Le manche à balai doit résister, outre la charge produite par la manœuvre de profondeur (Voir empenrages) à l'effort de $40 \times 3 = 120$ k. et au moment de flexion que cet effort produit.

— Les attaches A, B, C, D, sont soumises aux charges indiquées par les réactions d'appui (fig. 67).

Le faux-longeron ou le longeron AR (fig. 68), auquel sont reliées ces attaches, subit également les réactions R_A, R_B, R_C, R_D , d'où des flexions qui se calculeront facilement par la méthode graphique, c'est-à-dire en ajoutant les ordonnées des différentes droites de flexion.

Dans la section XX' du longeron LL' , la flexion due à ces réactions est égale à :

$$R_A l_a + R_B l_b + R_C l_c + R_D l_d$$

Quant aux nervures, la charge sur chacune d'elles est donnée par :
 $q l e$.

q = charge au m^2 ; l = la profondeur; e = l'écartement.
 Le moment maximum à la liaison sur le longeron d'aileron est :

$$q l e \times \frac{l}{3} = \frac{ql^2e}{3}.$$

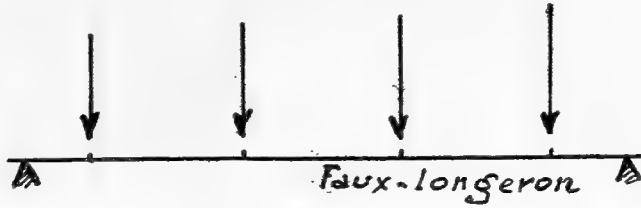


FIG. 67.

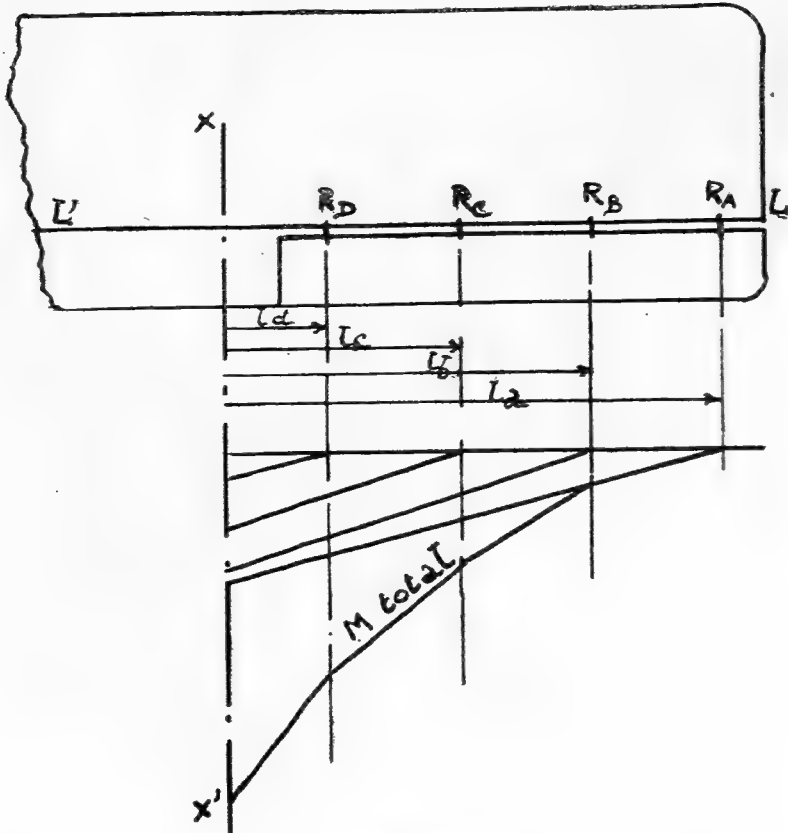


FIG. 68.

Soit dans notre aileron, avec un écartement de nervures de 0 m. 25 :

$$M_{max.} = \frac{180}{0,9} \times \frac{0,3^2 \times 0,25}{3} = 1,5 \text{ kgm.}$$

AILERON COMPENSÉ. — La compensation présente l'avantage de diminuer l'effort exigé du pilote; toute la portion en avant de l'axe des charnières produit, en effet, une réaction sur les commandes, en sens inverse de la portion en arrière des charnières, alors que l'effet aérodynamique est proportionnel à la totalité de la surface.

Il ne faut toutefois pas exagérer les surfaces de compensation, au point que le pilote ne « sente » plus suffisamment ses gouvernes, car il serait ainsi amené à des manœuvres rapides, dangereuses pour la résistance des dites gouvernes.

Il est à noter qu'une démultiplication judicieuse présenterait exactement le même avantage que la compensation et exigerait les mêmes

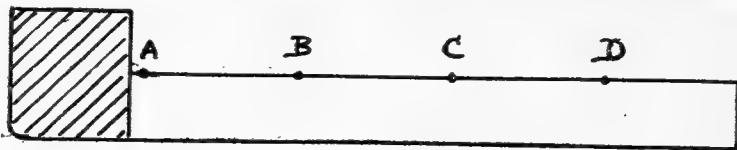


FIG. 69.

précautions. Mais de plus, elle n'aurait pas l'inconvénient de provoquer, comme la compensation, des efforts supplémentaires de torsion et de flexion. C'est pourquoi la pratique de la compensation ne nous semble pas intéressante pour les petits avions.

On calculera en flexion un aileron compensé (fig. 69), en considérant à part la surface hachurée dont les moments se composeront avec ceux de la surface non hachurée.

Les moments de torsion se composeront de la même manière; il y a lieu de tenir compte de ce que la répartition sur la partie hachurée est également triangulaire, mais avec base du triangle rectangle au bord d'attaque et non plus sur la charnière.

C) Empennage horizontal.

RÉGLEMENTATION. — Une nouvelle Réglementation du Service technique de l'Aéronautique est intervenue en avril 1931 pour le calcul des plans de queue. Le texte en est le suivant :

Empennages horizontaux.

1° Les surfaces horizontales de queue, tant fixes que mobiles, seront établies pour supporter avant de rompre les charges donnant l'équi-

libre de l'appareil dans les trois cas de vol envisagés pour le calcul de la voilure et pour tous les centrages possibles en vol; ces charges étant multipliées par le facteur de charge du cas de vol correspondant.

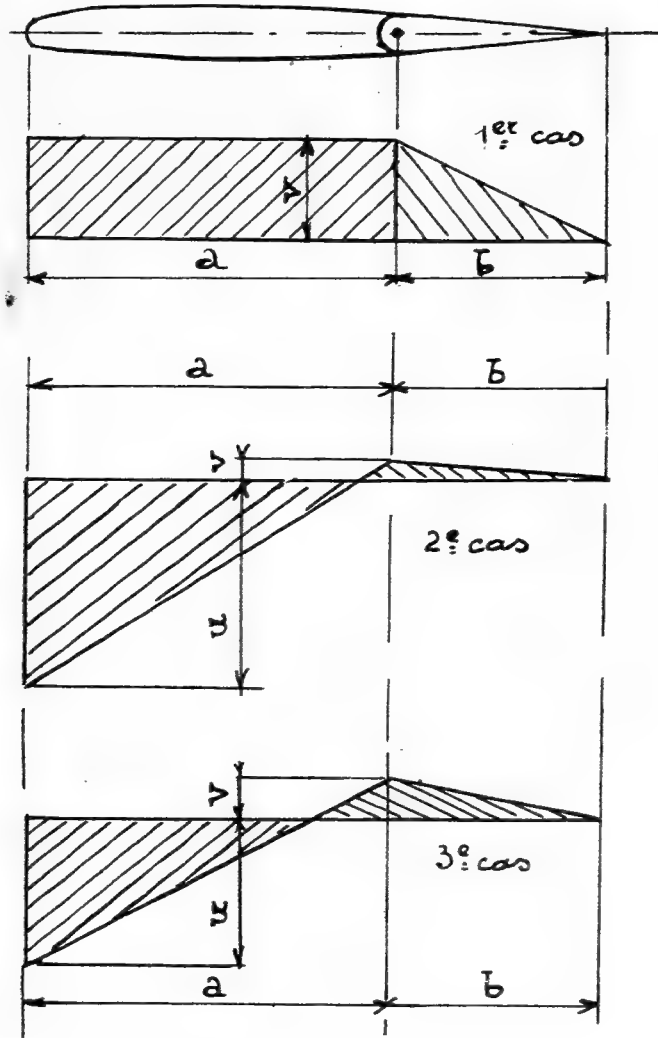


FIG. 70.

2° Dans le 2^e cas de vol, une surcharge de $\pm 2,25 V$ (en k) sera ajoutée à la précédente, V exprime en m/s. la vitesse maxima de l'appareil volant horizontalement près du sol, à pleine admission.

3° Ces charges seront, dans le sens de l'envergure, proportionnelles à la profondeur.

En profondeur, les répartitions envisagées seront les suivantes :

La ligne de charge sera formée de deux droites, l'une partant du bord de fuite et l'autre se rencontrant avec la première sur la normale au plan de queue passant par l'axe du gouvernail; cette dernière correspondra à tous les cas intermédiaires entre la densité constante et le moment nul par rapport au bord d'attaque.

On appliquera, en outre, tant aux parties fixes que mobiles, des efforts de trainée à densité constante par unité de surface qui ne seront pas inférieurs au total de 10 % des charges normales appliquées ci-dessus. Les efforts de trainée relatifs aux parties mobiles seront appliqués aux charnières et aux pièces de charpente sur lesquelles s'articulent les gouvernails.

Dans les cas où les plans mobiles seraient compensés, une charge uniforme serait appliquée aux surfaces de compensation situées en

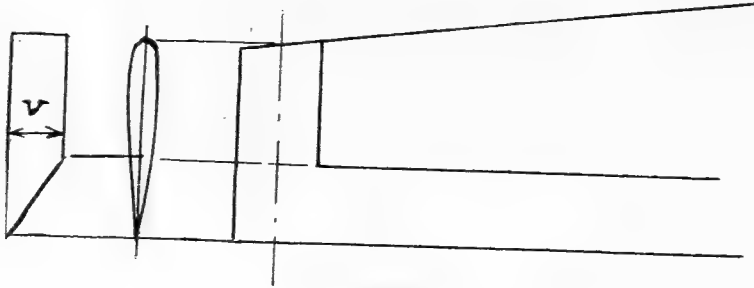


FIG. 70 bis.

avant de l'axe de rotation, la densité de cette charge étant égale à celle qui est appliquée aux volets au droit de leur articulation.

Les attaches des plans fixes sur le fuselage; les diverses attaches et charnières devront être établies pour résister à des efforts supérieurs de 25 % à ceux que supportent les plans.

Nous compléterons cet exposé en rappelant qu'il y a lieu de vérifier si l'effort du pilote ne produit pas sur le volet mobile des charges supérieures à celles indiquées par la réglementation.

Pratiquement on opérera ainsi quant à la répartition en profondeur dont l'exposé peut paraître assez obscur :

— Au 1^{er} cas, la répartition sera figurée par un rectangle avant et un triangle rectangle à l'arrière;

c_1 étant la charge sur l'élément d'empennage considéré au 1^{er} cas,

$$v = \frac{c_1}{a + \frac{b}{2}} \text{ (fig. 70).}$$

— Au 2^e cas, on admet que le C. d. p. est à 15 % de la profondeur. La répartition est figurée par deux triangles :

$$v = \frac{0,9 b - 1,1 a}{(a + b)^2} \times c_2$$

$$u = \frac{3,1 a + 1,1 b}{a (a + b)} \times c_1$$

— Au 3^e cas, on admet que le C. d. p. se trouve au bord d'attaque; la répartition est également figurée par deux triangles :

$$v = - \frac{2a}{(a + b)^2} \times c_2$$

$$u = \frac{2 (2a + b)}{a (a + b)} \times c_3$$

S'il existe une partie compensée, on admettra dans cette région, une densité de charge constante dont l'ordonnée est égale à v pour chacun des cas (fig. 70 bis).

APPLICATION. — Soit, exemple précédemment choisi, un avion de poids total = 400 k., le C. d. g. est à 35 % de la profondeur de l'aile; soit une profondeur d'aile de 1,40 m = l .

Calcul des charges. — 1^{er} cas de vol. — Le C. d. p. sur l'aile est à 32 %.

Le facteur de charge $n_1 = 7$.

La surface d'empennage doit être susceptible de ramener le centre de sustentation général à 35 %.

Moment = $M_1 = l (0,35 - 0,32) \pi \times n_1 = 1,4 \times 0,03 \times 400 \times 7 = 118 \text{ kgm.}$

Or, la distance d qui sépare le C. d. g. général du centre de pression de l'empennage est égale à 3,15 m.

La charge sur les empennages est donc égale, au 1^{er} cas de vol, à :

$$C_1 = \frac{M_1}{d} = \frac{118}{3,15} = 37,4 \text{ k.}$$

2^e cas de vol. — Au 2^e cas, le C. d. p. de l'aile se trouve à 42 %.

$n_2 = 5,25$

$M_2 = l (0,42 - 0,35) \pi n_2 = 1,4 \times 0,07 \times 400 \times 5,25 = 206 \text{ kgm.}$

Il convient d'ajouter, par mètre carré, une charge égale à 2,25 V.

Or, la vitesse au 2^e cas de vol = 124 km/h. = 34,4 m/s.

$$2,25 V = 2,25 \times 34,4 = 77,5 \text{ k/m}^2.$$

Or :

$$s = 1,70 \text{ m}^2.$$

Pour plus de simplicité dans la répartition des charges, nous supposons le rectangle continu, d'où :

$$s = 2 \text{ m. } 50, \times 0 \text{ m. } 75, = 1,875 \text{ m}^2;$$

$$C_2 = \frac{M_2}{d} + 2,25 \text{ V} \times s = \frac{206}{3,15} + 77,5 \times 1,875 = 211 \text{ k.}$$

3^e cas de vol. — Le couple qui tend à faire pivoter l'avion est égal à :

$$n_3 \frac{cm_0}{16} t \text{ SV}^2, \text{ soit } 296 \text{ kgm. (3^e cas de vol) (fig. 71).}$$

L'effort sur l'empennage qui équilibre ce couple est égal à :

$$\frac{296}{d} = \frac{296}{3,15} = 94 \text{ k.} = C_3.$$



FIG. 71.

Répartition. — L'empennage étant rectangulaire, on considérera la charge au mètre courant :

1^{er} cas. $\frac{37,4}{2,5} = 14,95 = c_1.$

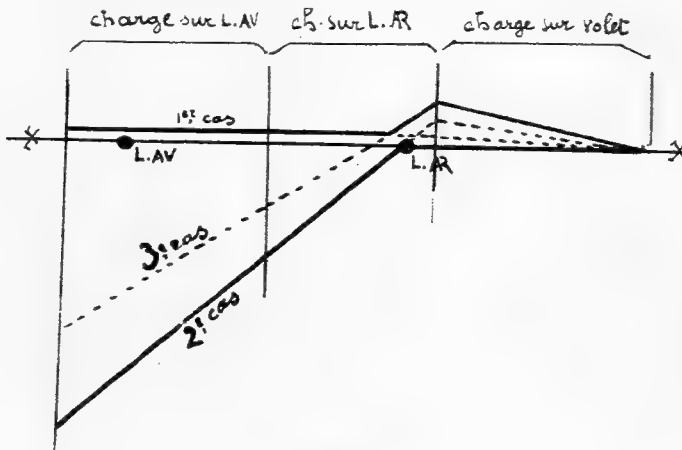


FIG. 72.

Adoptons une échelle des forces : $1 \text{ cm}^2 = 1 \text{ k}$.

Une échelle des longueurs : $1 \text{ cm.} = 10 \text{ cm.}$

$$v = \frac{14,95}{4,8 + \frac{2,7}{2}} = 2,42 \text{ cm.}$$

$$2^{\text{e}} \text{ cas. } c_2 = 211/2,5 = 84,5$$

$$v = \frac{0,9 \times 2,7 - 1,1 \times 4,8}{(4,8 + 2,7)^2} \times 84,5 = -4,28 \text{ cm.}$$

$$u = \frac{3,1 \times 4,8 - 1,1 \times 2,7}{4,8 (4,8 + 2,7)} \times 84,5 = +42 \text{ cm.}$$

$$3^{\text{e}} \text{ cas. } c_3 = 94/2,5 = 37,6;$$

$$v = \frac{-2,48 \times 37,6}{(4,8 + 2,7)^2} = -6,4 \text{ cm.};$$

$$u = \frac{3,1 \times 4,8 + 1,1 \times 2,7 \times 37,6}{4,8 (4,8 + 2,7)} = 25,8 \text{ cm.}$$

La ligne enveloppe détermine, suivant la position des longerons, la charge de chacun d'eux (fig. 72).

Nervures. — Les nervures du plan fixe supportent une charge proportionnelle à leur espacement : si leur espacement est de 0,25 m., la charge sur une nervure du plan fixe est donnée par la ligne enveloppe utilisée précédemment, mais en tenant compte que l'échelle des ordonnées est multipliée par 4.

Efforts aux attaches. — Les efforts aux attaches sur le fuselage sont donnés par les réactions d'appui.

Calcul des éléments. — Le calcul de tous les éléments se fait comme pour la voilure.

Volet mobile. — Pour le volet mobile, il y a lieu de vérifier si la charge donnée par la méthode précédente :

$$\text{soit } \frac{6,4 \times 2,7}{2} = 8,7 \text{ k/m. courant (surface du triangle AR)}$$

ou pour le volet entier $8,7 \times 2,5 = 21,8 \text{ k.}$, n'est pas dépassée par l'effort exercé par le pilote.

En admettant sur le manche à balai un effort de 40 k. soit, au coefficient 3 :

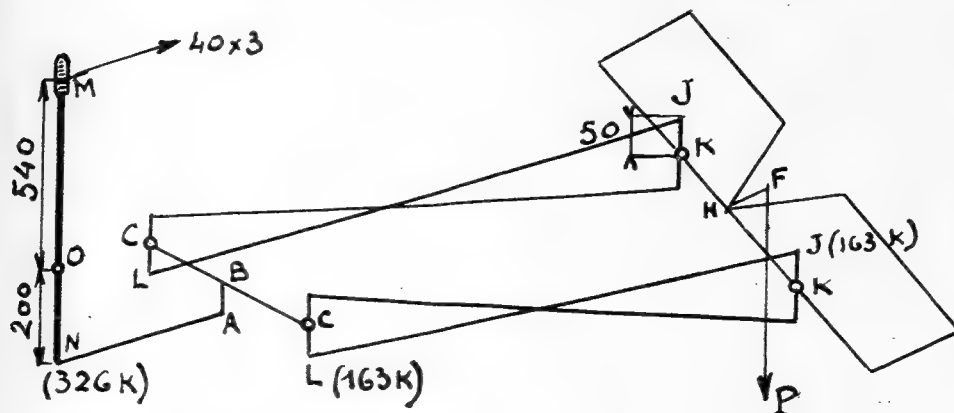
$$40 \times 3 = 120 \text{ k.},$$

l'effort en N (fig. 73) est égal à :

$$40 \times 3 \times \frac{540}{200} = 326 \text{ k.}$$

En L et L' $\frac{326}{2} = 163$ k. transmis en J et J' et équilibrés par la force P située à une distance $\overline{HF}$

ou $P \times \overline{HF} = 2 \times 163 \times JK = 2 \times 163 \times 0,050$ m.



soit $AB=CL$

FIG. 73.

La répartition étant représentée par un triangle rectangle,

$$\overline{HF} = \frac{0,270}{3} = 0,090 \text{ m.}$$

$$P = \frac{2 \times 163 \times 0,050}{0,090} = 181 \text{ k. sur le volet} > 21,8 \text{ k.}$$

$$\text{soit au m. courant } \frac{181}{2,5} = 72,5 \text{ k.}$$

La trainée = 7,25 k/m. courant.

Le calcul du volet et de ses attaches se fera donc pour ces charges

Le moment de torsion pour le demi-volet est égal à :

$$M_0 = \frac{326}{2} \times 0,1 = 16,3 \text{ kgm.}$$

Remarque. — Ne pas omettre dans le calcul du longeron AR du plan fixe, les surcharges provenant des réactions d'appui du volet mobile sur les attaches. Ces réactions produisent sur le longeron AR du plan fixe des flexions qui se calculent comme nous l'avons dit au sujet des ailerons et qui se composent avec les moments dus à la poussée de l'air sur le plan fixe.

Remarque II. — Si l'empennage, au lieu d'être rectangulaire, était arrondi, on décomposerait la surface en éléments comme nous l'avons fait pour l'aile elliptique et la répartition des charges en profondeur varierait pour chaque surface élémentaire.

En résumé, une fois la charge unitaire connue, le calcul général d'un empennage est toujours calqué sur celui d'une voilure.

D) Empennage vertical.

RÉGLEMENTATION. — 1° Les plans fixes verticaux et les gouvernails de direction doivent pouvoir supporter une charge moyenne appliquée normalement à la surface et définie par la formule

$$q = 3,6 V,$$

q en k/m^2 , V en m/s . au 2^e cas de vol;
autrement dit :

$$q = V \text{ pour les avions normaux,}$$

V étant exprimé en km./heure ;

$$q = 4/3 V \text{ pour les avions acrobatiques.}$$

On vérifiera que cette valeur n'est pas inférieure à $3/5$ de la charge par m^2 de voilure au 1^{er} cas de vol.

2° En aucun cas q ne sera inférieur à 70 k/m^2 .

3° La répartition de la charge moyenne précédente sur les plans fixes verticaux sera uniforme.

4° La répartition de la charge moyenne sur les gouvernails de direction sera triangulaire. Le sommet du triangle de répartition sera au bord de fuite. La base du triangle sera à la charnière lorsqu'il s'agira d'éléments de gouvernail non compensés; elle sera au bord d'attaque lorsqu'il s'agira d'éléments compensés.

5° Les efforts de traînée seront pris égaux à $1/10$ des charges normales.

6° Les attaches seront calculées de la même façon que pour les empennages horizontaux.

7° Le gouvernail sera vérifié à l'effort exercé par le pilote.

APPLICATION. — Si, dans notre exemple, $V = 124 \text{ km/h.}$, $q = 124 \text{ k/m}^2$.

$$124 > \frac{2285 \times 3/5}{13}$$

Vérifions si, pour le gouvernail, l'effort du pilote ne donne pas une charge supérieure.

L'effort aux pieds, mesuré expérimentalement = 50 k.

soit :

$$50 \times \text{coefficient } 3 = 150 \text{ k.}$$

Dans la barre de transmission, on a (fig. 74) :

$$150 \times \frac{\overline{MN}}{\overline{KL}} = 150 \times \frac{250}{200} = 187,5 \text{ k.}$$

or :

$$187,5 \times \overline{IJ} = P \times d$$

$$\overline{IJ} = \text{bras de levier du guignol} = 50 \text{ mm.}$$

La répartition étant triangulaire sur le gouvernail, le centre de gravité de la charge est à 1/3 de la profondeur,

soit :

$$d = 110 \text{ mm.}$$

$$P = \frac{187,5 \times 50}{110} = 85 \text{ k.}$$

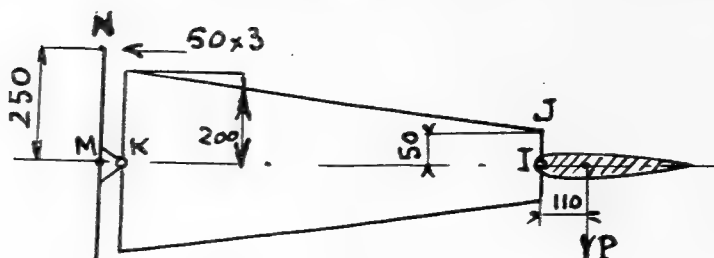


FIG. 74.

soit au mètre carré, la surface étant de 0,6 m²,

$$\frac{85}{0,6} = 142 \text{ k.}$$

On adoptera donc pour la dérive 124 k/m² répartis rectangulairement et pour le gouvernail 142 k/m² répartis triangulairement.

Le calcul du gouvernail se fera en décomposant cette surface en tranches horizontales correspondant aux points d'attache et en supposant la charge uniforme dans chacune de ces tranches :

en s_1 de profondeur moyenne = 0,39 m.,

p_1 = charge au mètre courant = $142 \times 0,39 = 55,4 \text{ k/m. ct.}$

en s_2 , l_2 moyenne = 0,51 m.,

p_2 = $142 \times 0,51 = 72,5 \text{ k/m. ct.}$

en s_3 , l_3 moyenne = 0,45 m.,

p_3 = $142 \times 0,45 = 64 \text{ k/m. ct.}$

On aura en appliquant la formule des trois moments :

$$M_1 = - \frac{p_1 l_1^2}{2};$$

$$M_3 = - \frac{p_3 l_3^2}{2};$$

et M_2 donné par :

$$M_1 l_2 + 2M_2 (l_2 + l_3) + M_3 l_3 = - \left(\frac{p_2}{4} l_2^3 + \frac{p_3}{4} l_3^3 \right).$$

Le guignol étant placé en X, le moment de torsion maximum

$$= (s_1 + s_2) \times 142 \times d$$

$$d = 110 \text{ (fig. 75).}$$

La dérive de notre appareil est essentiellement constituée d'un longeron-bord d'attaque et d'un étambot sur lequel s'articule le gouvernail de direction.

La forme en est trapézoïdale; la charge au $m^2 = q = 124 \text{ k}$.

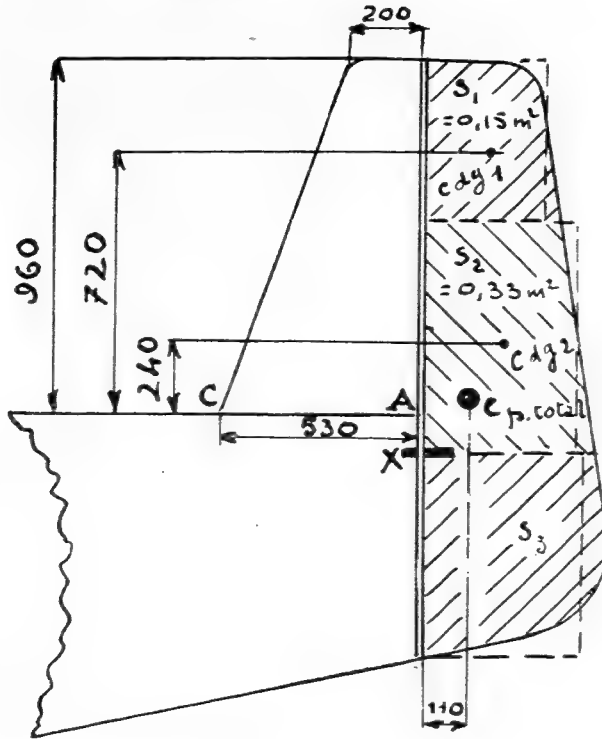


FIG. 75.

On calculera les charges sur chaque longeron comme pour une aile trapézoïdale en tenant compte que le centre de pression reste toujours à égale distance des longerons puisque la répartition en chaque section est rectangulaire,

d'où :

$$Mc = \frac{1}{2} \times 124 \times \frac{0,96^2}{2} \left(0,2 + \frac{0,53 - 0,2}{3} \right) = 8,85 \text{ kgm.};$$

$$Rc = \frac{1}{2} \times 124 \times 0,365 \text{ m}^2 = 22,7 \text{ k.}$$

Rc donne la sollicitation sur l'attache C de la dérive sur le fuselage (à multiplier par 1,25 suivant réglementation).

Mais l'étambot subit les efforts provenant des deux surfaces (fixe et mobile), donc si

$$M_{\Delta} \text{ dérive} = Mc = 8,85 \text{ kgm.,}$$

il y a lieu d'ajouter à cette charge :

$$f_1 d_1 = s_1 \times q \times d_1 = 0,15 \text{ m}^2 \times 142 \times 0,720 = 15,4 \text{ kgm.};$$

$$f_2 d_2 = s_2 \times q \times d_2 = 0,33 \text{ m}^2 \times 142 \times 0,240 = 11,3 \text{ kgm.};$$

d'où :

$$M_{\Delta} \text{ total} = 8,85 + 15,40 + 11,30 = 35,55 \text{ kgm.}$$

CHAPITRE III

L'ATTERRISSEUR

A) Généralités.

L'architecture des atterrisseurs tend nettement à se cristalliser autour de trois types représentés sur les figures.

Dans les uns et les autres de ces types, le train est relié à la cellule :

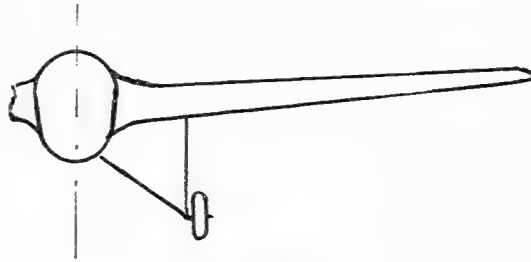


FIG. 76.

il y a donc lieu de tenir compte des réactions produites par l'atterrisseur. En général, ces réactions sont telles que les longerons de voi-

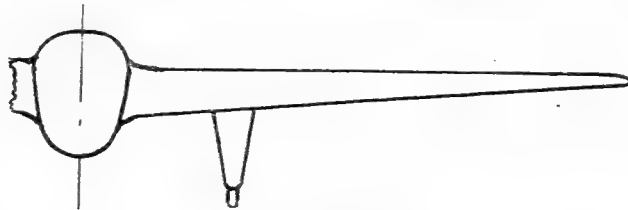


FIG. 77.

lure calculés pour les premiers cas de vol sont largement suffisants à l'atterrissage en tant que flexion; mais souvent aussi l'effort tranchant

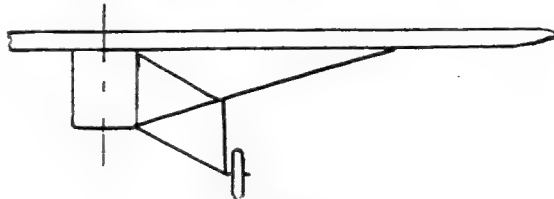


FIG. 78.

est accru du fait de l'atterrissage; enfin, dans les trains type « Ryan » (fig. 78) les mâts peuvent être surchargés. Il est donc, dans tous les cas, indispensable d'opérer une vérification.

A noter, d'ailleurs, que les réactions produites par l'atterrissage sur la cellule sont affectées du facteur de charge 6.

B) Réglementation.

1° Le train, ses attaches (et, s'il y a lieu, les éléments de cellule qui leur correspondent) doivent pouvoir supporter sans se rompre les charges suivantes :

L'avion étant en ligne de vol et reposant seulement sur ses roues, on multipliera le poids total par le facteur 5 (1^{er} cas d'atterrissage).

2° L'avion reposant sur un sol horizontal par les roues et la béquille, on multipliera son poids total par le même facteur de charge que précédemment.

3° En prévision d'atterrissages piqués ou ripés, le train, la béquille, leurs attaches (et les éléments de cellule correspondants) doivent pouvoir supporter avant de rompre les efforts résultant des charges précédentes, ces charges étant non plus verticales, mais obliques :

a) La résultante est appliquée dans un plan parallèle au longitudinal et inclinée sur la verticale de 27° : la composante horizontale est alors la moitié de la composante verticale (2^e cas d'atterrissage);

b) La résultante est appliquée dans un plan vertical perpendiculaire au longitudinal et inclinée par rapport à la verticale de 9° : la composante horizontale est alors égale à 1/6 de la composante verticale (3^e cas d'atterrissage).

4° Lorsque l'avion atterrit obliquement sur une seule roue, les efforts exercés par la réaction du sol ne devront pas entraîner de fatigue anormale.

5° Les amortisseurs devront supporter :

a) Les charges qui résultent par eux des cas de calcul ci-dessus définis.

b) Les charges qui se produiraient si l'avion en ligne de vol, tombait verticalement de 0,50 m. (avion de jour), 1 m. (avion de nuit).

C) 1^{er} Exemple.

Soit un avion de poids total $\pi = 550$ k., muni d'un train semblable à celui de la figure 76, donc à 2 roues.

La charge sur chacune des roues $= \frac{5 \pi}{2} = \frac{5 \times 550}{2} = 1.375$ k.

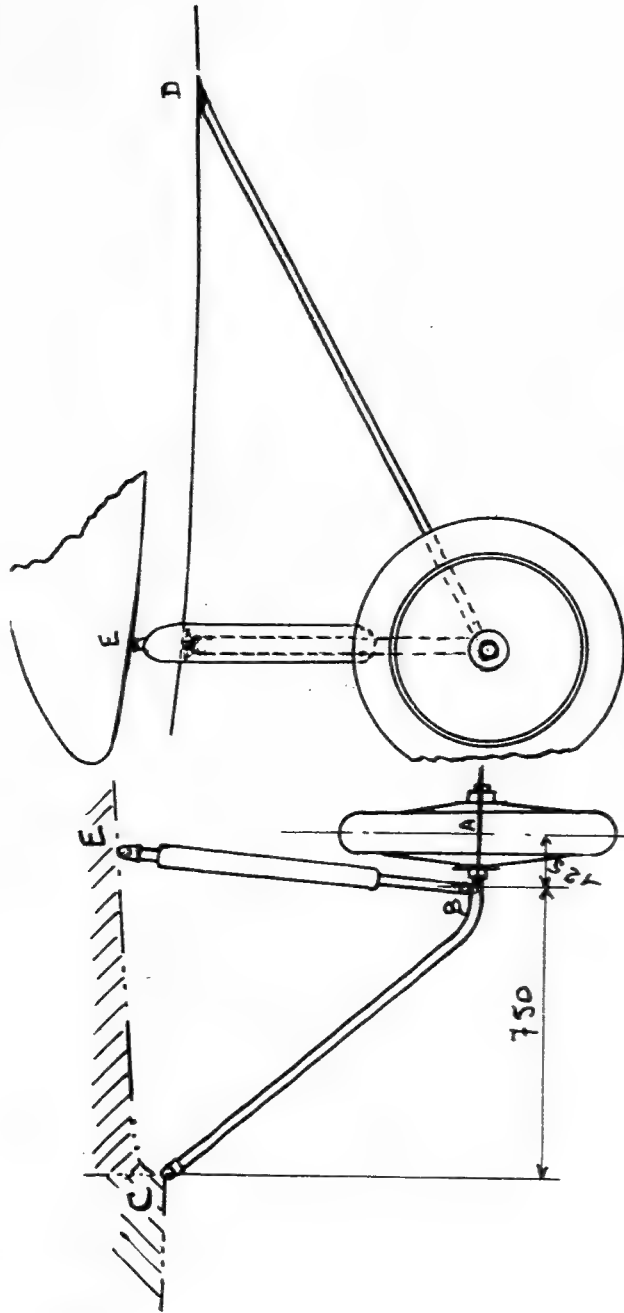
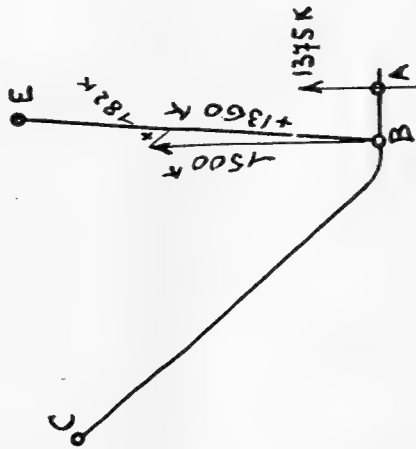


FIG. 79.

Le tableau des roues donné plus loin permet de fixer notre choix sur la roue 700×100 pour laquelle $F = 1.400 > 1.375$. La largeur



Fig. 79 bis.

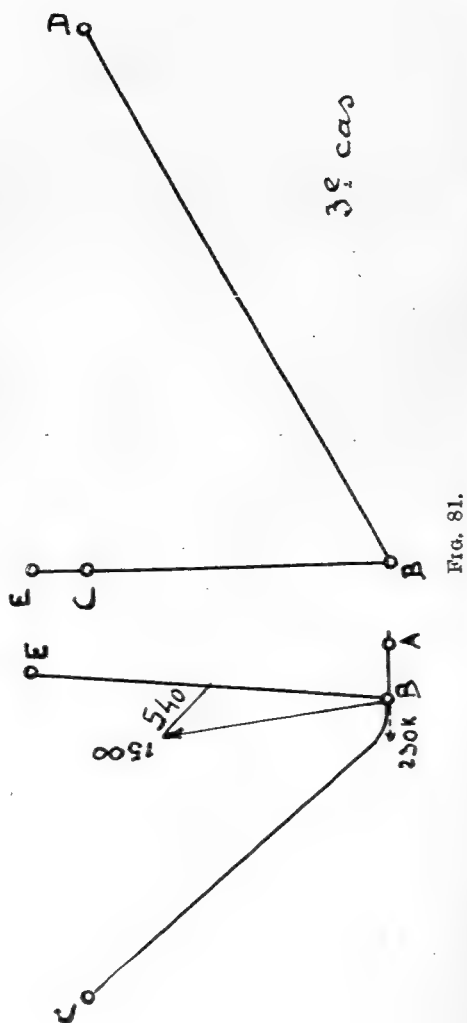
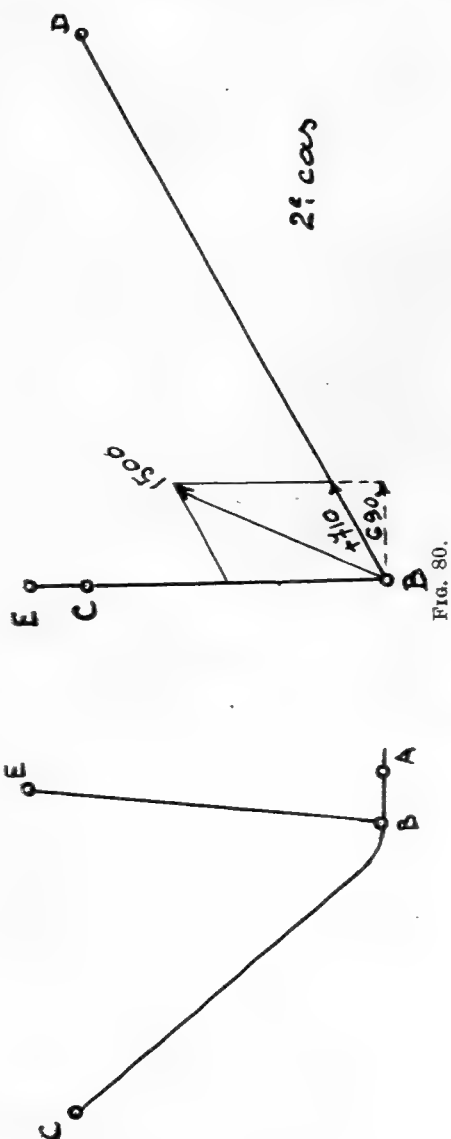


totale $L = 185$ mm., ce qui permet de déterminer la cote BA (voir fig. 79) $BA = 125$ mm.

En A, $F_1 = 1.375$.

En B, l'effort est égal à $1.375 \times \frac{750 + 125}{750} = 1.500$ k.

Au 1^{er} cas, le tracé de la figure 79 bis donne dans la jambe élastique + 1.360 k. et une force de + 182 k. située à l'intersection du plan ver-



tical passant par l'essieu et du plan de patinage CBD; cette force est entièrement encaissée par la jambe CB.

Au 2^e cas, la résultante est oblique et se décompose en une force ver-

ticale plus petite que la précédente et une force dirigée suivant BD, d'où en B D une compression de + 710 k. (fig. 80).

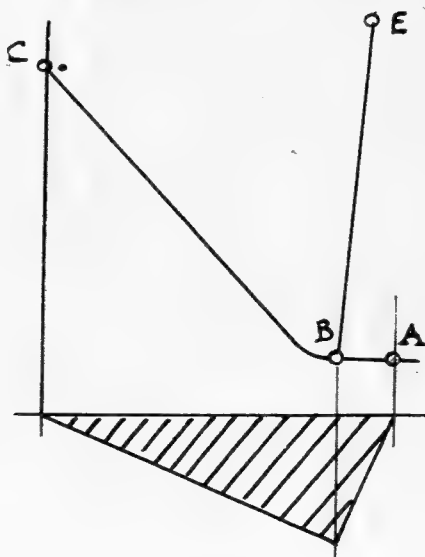


FIG. 82.

Au 3^e cas, la résultante est inclinée de 9°; la compression sur BE est plus petite qu'au 1^{er} cas, mais la compression suivant BC = + 540 k. (fig. 81).

D'autre part l'essieu travaille en flexion.

Son moment en B = $\frac{5\pi}{2} \times AB = 1.375 \times 0,125 = 172$ kgm. (voir fig. 82).

Dans notre cas, l'essieu se confond avec la jambe AV.

Les efforts maxima sont donc les suivants :

jambe ABC	jambe BE	jambe BD
+ 640 k.	+ 1.360 k.	+ 710 k.
172 kgm.		

La réaction produite en E soit 1.360 k. est à multiplier par le rapport $6/5$ (facteur 6 pour l'aila, 5 pour le train) pour évaluer son influence sur le longeron AV de cellule, soit :

$$1.360 \times 6/5 = 1.630 \text{ k.}$$

D) 2^e Exemple.

Dans le train dont le schéma est donné figure 83 l'effort vertical $+1.375$ k. se décompose sur BD et sur BE,

soit en BD $+ 375$ k.
en BE $+ 1.250$ k.

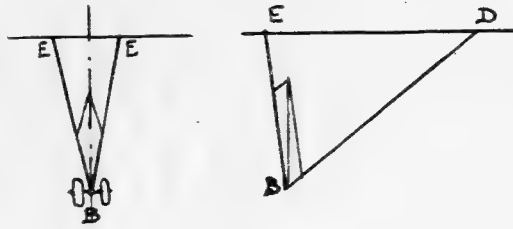


FIG. 83.

mais l'effort dans le plan vertical BE se partage sur chacune des barres BE' et BE'' soit $+ 650$ k. pour chacune de ces barres symétriques.

Au 2^e cas, en BD $= + 900$ k.
en BE $= - 820$ k. (fig. 84).

soit $- 425$ k. en BE' et $- 425$ k. en BE''.

Au 3^e cas, le ripage crée en BE'' une traction $= - 610$ k. et en BE' une compression $= + 610$ k. (fig. 85).

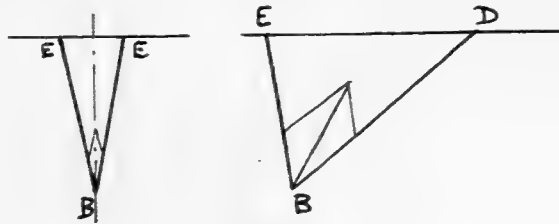


FIG. 84.

Ces deux efforts seront d'autant plus considérables que la distance E'E'' sera plus faible; ils peuvent d'ailleurs se déduire très facilement

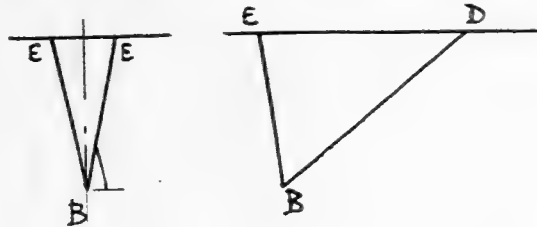


FIG. 85.

d'un calcul : Traction ou compression $= F \times \frac{BE}{E'E''} = 230 \times \frac{0,40}{0,15} = 610 \text{ k}$. Il importe donc de ménager un certain écartement ou base d'appui du train.

Les deux jambes sont en général carénées et l'amortissement est obtenue soit en employant deux jambes élastiques à ressort qui sont alors généralement disposées verticalement, soit, plus souvent, dans les petits avions, au moyen d'amortisseurs caoutchouc avec jambes fixes divergentes.

E) 3^e Exemple.

Dans le 3^e type d'atterrisseur (Ryan) le calcul se conduit de la même façon que pour le type 1 mais l'effort appliqué sur la jambe élastique

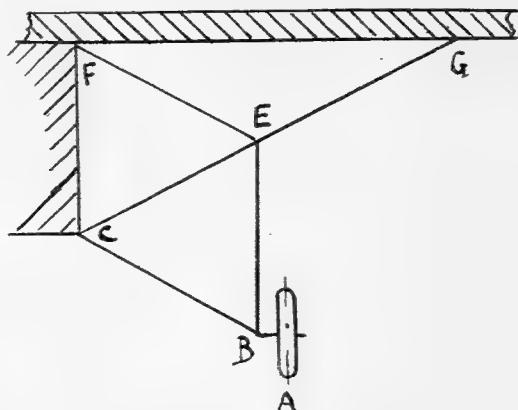


FIG. 86.

se traduit par une compression en EF reportée au fuselage, une compression en EG reportée sur la voilure par l'intermédiaire du mât oblique et une traction en CE égale à la compression en EG et reportée au fuselage (fig. 86).

F) Calcul des roues et des amortisseurs.

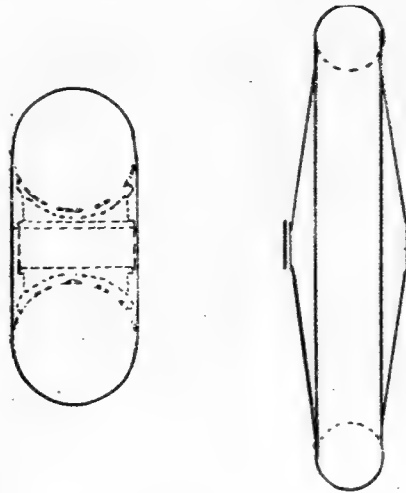
Les caractéristiques des roues sont données par les tableaux d'unification que nous résumons ici, en ce qui concerne les avions légers.

ROUES D'AVIONS.

	(Pneumatiques à talons)			(Pneumatiques à tringles)	
	650 × 80	700 × 100	750 × 125	650 × 100	700 × 125
Diamètre et largeur du pneumatique	650 × 80	700 × 100	750 × 125	650 × 100	700 × 125
Longueur totale du moyeu L	178 mm.	185	185	160	185
Alésage du moyeu E...	45,3 —	55,3	55,3	40	55,3
Poids total de la roue P.	6,725 k.	10,200	11,950	8	11
Charge statique provoquant l'aplatissement complet du pneumatique F _i	950 k.	1.400	2.700	1.100	2.600
Travail de choc provoquant l'aplatissement complet W _i	55 kgm.	90	175	70	120
Effort statique latéral sur la jante provoquant la rupture de la roue nue K	1.400 k.	1.700	2.200	1.400	2.200

Les roues Goodyear Airwhel, introduites récemment en France, sont essentiellement constituées par un pneumatique et une chambre de très forte section montés sur une jante large mais de faible diamètre (fig. 87).

Elles ont le gros avantage de ne pas exiger l'oscillation des jambes du train ni un système d'amortisseurs auxiliaires, l'amortissement



Roue Goodyear Roue normale

FIG. 87.

pouvant s'opérer uniquement par écrasement du pneumatique sans extension ou raccourcissement d'aucune barre.

— Les amortisseurs couramment employés sont de plusieurs sortes : Sandows — rondelles de caoutchouc — dispositifs oléo-pneumatiques — ressorts.

Tous les systèmes amortisseurs (pneumatiques compris) étant destinés à transformer en efforts statiques sur le reste du train, les chocs qu'ils encaissent au sol, sont calculés pour entrer en jeu dès qu'ils subissent des efforts supérieurs à ceux subis au repos.

EXEMPLES DE CALCUL.

1° Train à sandows.

Les sandows sont caractérisés par leur allongement en fonction de la traction exercée et par le travail absorbé en fonction de l'allongement.

Soit un avion de jour à deux roues $\pi = 550$ k. Chaque roue supporte $F_2 = \frac{5 \times 550}{2} = 1.375$ k.

Le tableau précédent indique que la roue de 700×100 sera suffisante (la valeur $F_1 = 1.400$ k.).

Prenons du sandow n° 75 à filet rouge ($D = 13$).

L'allongement initial doit être de 5 à 10 %, l'allongement final < 115 %

Soit un allongement initial de 8 %, nous voyons que la charge correspondante est de 21,5 k. = t_1 (Graphique k.).

Le nombre de sections ou de brins pour l'ensemble du train sera :

$$\frac{550}{21,5} = 25,6 \text{ sections soit 13 par demi-train ou patinage.}$$

La tension finale $t_2 = \frac{5 \times 550}{26} = 106$ k.

Ce qui correspond (Graphique k.) à 110 % d'allongement.

Or, l'extenseur passant de 8 % à 110 % fournit un travail donné par le Graphique kgm. = $47 - 0 = 47$ kgm. par mètre d'extenseur.

D'autre part, le travail provoquant l'aplatissement du pneumatique = 90 kgm. = W_1 .

Si l'on admet la proportionnalité des travaux aux charges, on peut dire que chaque roue absorbe un nombre de kilogrammètres :

$$W_2 = \frac{F_2}{F_1} W_1 = \frac{1.375}{1.400} \times 90 = 88,5 \text{ kgm.}$$

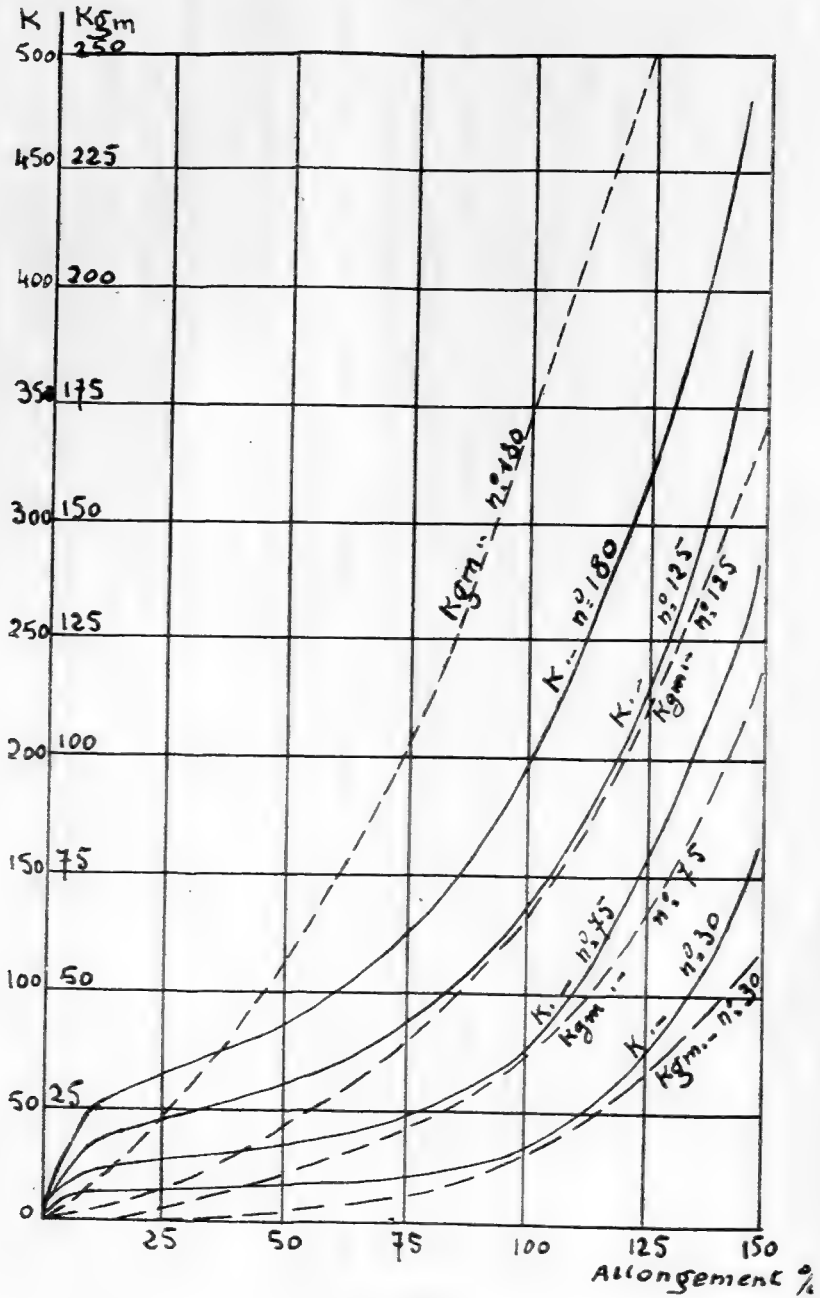


FIG. 88-89.

Pour une chute de 0,50 m., le travail restant à absorber par les extenseurs est :

$$Q = P \times h - 2 W_2;$$

$$Q = 550 \times 0,50 - 2 \times 88,5 = 88 \text{ kgm.}$$

Nous avons vu que chaque mètre d'extenseur fournit un travail de 47 kgm.; il faudra donc :

$$\frac{88}{47} = 1,87 \text{ m. au total soit } 0,935 \text{ par patinage.}$$

Et nous avons 26 brins, soit longueur du brin :

$$\frac{1,87}{26} = 0,072 \text{ par brin.}$$

Soit, en tenant compte de l'allongement initial : $0,072 \times 1,08 = 0,078$.

Pratiquement, on sera conduit à une valeur supérieure du fait que la partie de sandow en contact avec l'essieu ou la bobine d'enroulement est peu extensible.

La course de l'essieu dans son limiteur sera donc de 8 cm. environ (Cette course est ordinairement comprise entre 6 et 12 cm.).

Il est évident que tout ce calcul se fait par tâtonnements en jouant sur les allongements ou sur les diamètres de sandows de façon à obtenir des chiffres compatibles avec le mode de construction adopté.

2° Amortisseurs à rondelles de caoutchouc.

Ce type d'amortisseur est constitué par un certain nombre de rondelles empilées dans un cylindre métallique, séparées par des rondelles métalliques très plates et recevant un effort de compression d'un piston faisant partie de la jambe élastique.

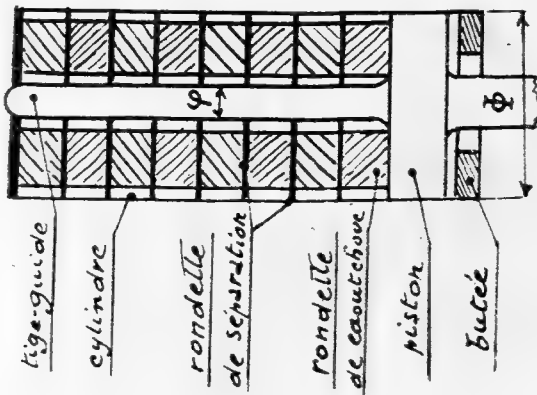


FIG. 90.

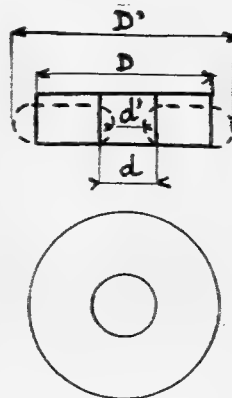


FIG. 91.

Sous l'action de cet effort, le caoutchouc, dont le volume est invariable, prendra un diamètre extérieur D plus grand et un diamètre intérieur d plus faible; la hauteur diminuera.

Le diamètre Φ du cylindre sera :

$$\Phi = D \times 1,3$$

et le diamètre de la tige-guide sera :

$$\varphi = d - 0,3 D \text{ (fig. 90 et 91).}$$

Le calcul des rondelles se conduit ainsi :

Soit F_1 la charge normale sur la jambe élastique;

F_2 la charge maxima en k.;

R le raccourcissement admis pour le bloc-rondelles, en cm.;

S la section du bloc en cm^2 .

On sait, d'autre part, que la compression unitaire à admettre pour la charge statique normale ne doit pas excéder $17,5 \text{ k/cm}^2$.

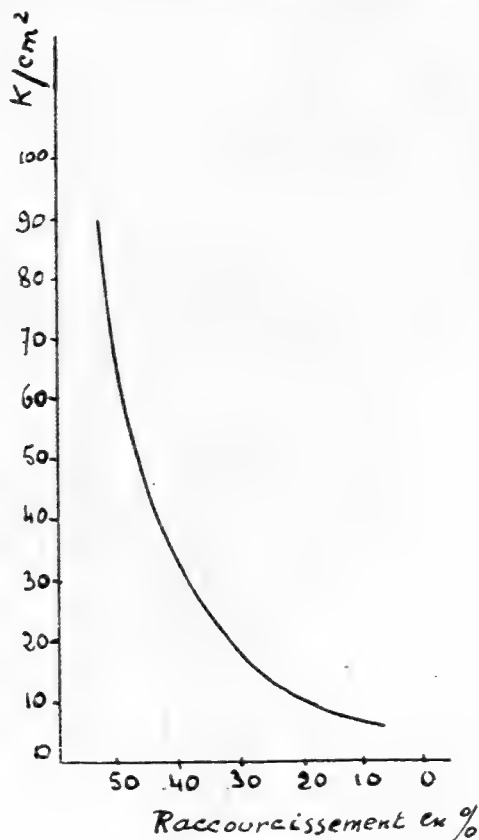


FIG. 92.

On a de plus à sa disposition, le graphique propre au type de rondelle adopté (fig. 92).

La section minima est donnée par $\frac{F_1}{17,5}$.

Le raccourcissement est donné en % par le graphique en fonction de F_2/S .

On en déduit la longueur initiale du bloc-rondelles, d'où le nombre de rondelles à empiler.

$$\text{Soit : } \begin{cases} F_1 = 300. \\ F_2 = 300 \times 5 = 1.500 \text{ k.} \end{cases}$$

Adoptons 16 k./cm². :

$$S = \frac{300}{16} = 18,7 \text{ cm}^2.$$

$$\frac{F_2}{S} = \frac{1.500}{18,7} = 80 \text{ k./cm}^2.$$

Nous lisons sur le graphique accompagnant la rondelle adoptée que 80 k/cm² correspond à un raccourcissement de 52 %. Si R est égal à 10 cm.,

$$L = \frac{10}{0,52} = 19,2 \text{ cm.}$$

3° Amortisseurs oléo-pneumatiques. Amortisseurs à ressorts.

Ces types d'amortisseurs sont établis par des spécialistes (Béchereau — SMA — Messier) qui bénéficient d'une longue expérience; dans ce genre de réalisations, les formules théoriques sont en effet assez largement modifiées par des formules pratiques.

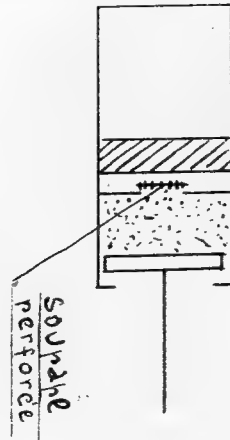


FIG 93.

Nous nous contenterons de donner ici les indications qui permettront à l'auteur d'un projet de déterminer approximativement les dimensions des jambes élastiques.

— Un amortisseur oléo-pneumatique (fig. 93) se compose essentiellement d'un cylindre à air dans sa partie supérieure et à huile dans sa partie inférieure; l'huile assure l'amortissement au retour par l'intermédiaire d'une soupape perforée.

$$\text{L'alésage du cylindre} = D = \sqrt{\frac{4 P_2}{3,14 \times p_2}},$$

$$P_2 = \text{charge finale} = \frac{5 \times \text{poids appareil}}{\text{nombre d'amortisseurs}};$$

$$p_2 = \text{pression unitaire finale} \leq 400 \text{ k/cm}^2.$$

$$\text{La longueur utile du cylindre} = 1,25 \times l,$$

l étant la course.

— Les formules suivantes servent à établir théoriquement les dimensions des ressorts d'une jambe élastique :

$$P = \frac{\tau I_0}{r v}$$

$$f = \frac{2 \pi n P r^3}{G I_0}$$

où P = effort de compression nécessaire pour aplatir complètement un ressort à boudin,

τ = taux de travail du métal,

r = rayon moyen du boudin,

f = flèche totale,

n = nombre de spires,

G = module d'élasticité au cisaillement = 0,4 E,

I_0 = moment d'inertie polaire du fil à ressort.

Pour une section de fil circulaire :

$$P = \frac{\pi d^3 \tau}{16 r}$$

$$f = \frac{64 n P r^3}{G d^4}$$

où

$$\pi = 3,14$$

d = diamètre du fil.

G) Béquille.

La béquille est une pièce de bois ou de métal articulée sur un axe solidaire du fuselage et terminée à l'arrière par un soc très résistant ou une roulette et à l'avant par un système amortisseur.

La charge sur la béquille est déterminée par les distances a et b et la charge totale π ;

$$\frac{R_1}{b} = \frac{R_2}{a} = \frac{5\pi}{a+b};$$

d'où R_2 .

Pratiquement, on suppose pour le calcul que cet effort R_2 reste cons-

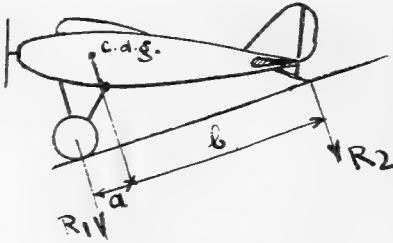


FIG. 94.

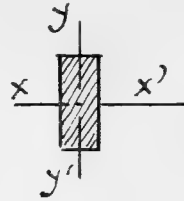


FIG. 95.

tamment perpendiculaire à l'axe longitudinal de la béquille, ce qui a pour effet d'augmenter le chiffre trouvé pour la flexion en A :

$$M_A = R_2 \times d.$$

L'effort d'extension en

$$B = \frac{M_A}{l}$$

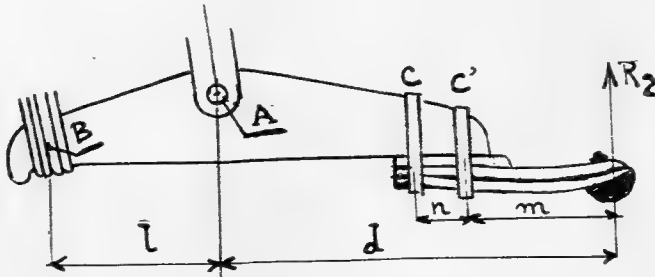


FIG. 96.

Mais, il y a lieu, également, de faire intervenir la flexion latérale avec le facteur de charge 2,5; le moment d'inertie de la pièce sera donc considéré relativement à chacun des axes xx' et yy' (fig. 95).

On notera que, du fait des chocs et des frottements énergiques qu'elle subit, la béquille doit être largement calculée.

Remarque. — De plus en plus, les avions modernes sont munis de freins sur roues; leur complément obligatoire est la petite roue arrière (fig. 97).

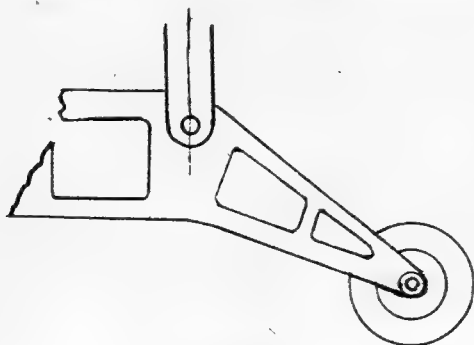


FIG. 97.

Comparée au soc de la béquille ordinaire, la roulette subit des chocs identiques, des frottement beaucoup moindres mais transmet à son axe des moments de flexion latérale assez considérables du fait de sa hauteur.

CHAPITRE IV

LE FUSELAGE

A) Réglementation.

Le fuselage sera supposé encastré au droit de ses attaches avec la cellule, sa partie AR étant en porte-à-faux. Il sera chargé de tous les poids qu'il doit recevoir en ordre de vol. Dans ces conditions, il devra pouvoir résister successivement — compte non tenu de l'entoilage — aux surcharges suivantes :

1° On appliquera au droit du train d'atterrissage et de la béquille des efforts égaux à ceux qui correspondent aux charges d'épreuve admises pour ces organes.

2° On appliquera sur les plans de queue horizontaux fixes et mobiles, des charges égales à leurs charges d'épreuves respectives.

3° On procédera de même pour les plans de queue verticaux.

4° On multipliera tous les poids que porte le fuselage, y compris son poids propre par le facteur de charge prévu pour la cellule dans le 1^{er} cas de vol.

D'une façon générale, le fuselage, les bâtis, les ferrures et leurs attaches doivent pouvoir supporter les poids dont ils sont normalement chargés, multipliés par le facteur de charge n_1 .

Cette prescription s'applique notamment aux sièges et supports divers, bagages, etc...

Le fuselage et ses accessoires doivent enfin pouvoir supporter les efforts qui résulteront pour eux des manœuvres à terre et des essais de moteurs au point fixe, les facteurs de charge pour le couple et la traction de l'hélice étant égaux à 2,5.

Pratiquement on procédera ainsi :

B) Poutre AR.

1^{er} Cas. — On considérera la charge sur la béquille calculée précédemment (atterrisseur) et affectée du même facteur de charge 5.

Soit : en B, $R_B = 5f$;

en O, $R_O = 5f \times \frac{AB}{AO}$ (fig. 98);

en A, $R_A = 5f - R_O$.

Soit un avion dont la charge sur la béquille = 60 k. ou 300 k., au facteur 5, appliqués en B.

en O, $300 \times \frac{300}{180} = 500$ k. ou 250 k. par poutre latérale;

en A, $300 - 500 = -200$ k. ou -100 k. —

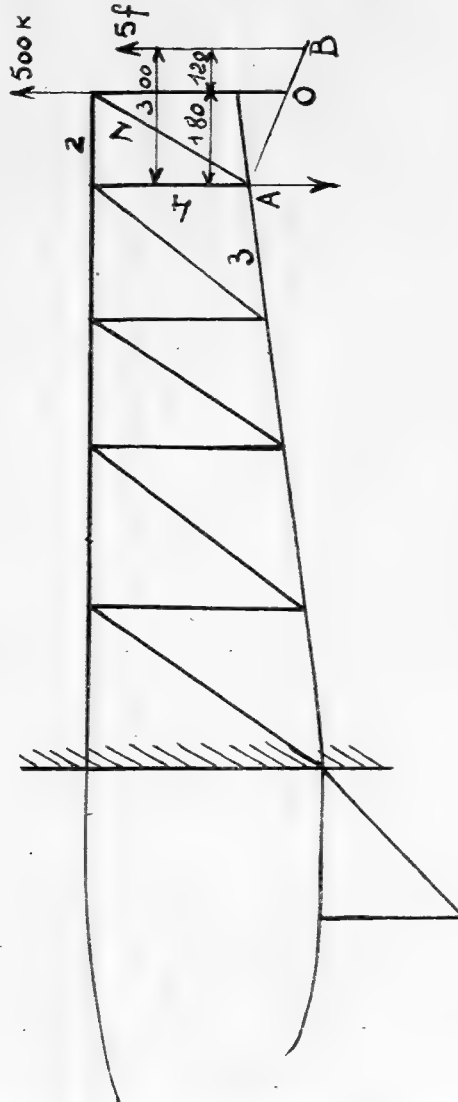


Fig. 98.

Pour un fuselage en treillis, la méthode de Crémone (fig. 99) donne facilement les charges dans les barres : on voit donc que, sauf pour

le croisillon 1 et pour les barres 2 et 3, tout se passe comme si la charge $5 f$ était appliquée au droit de l'étambot.

Nous avons négligé le délestage — très faible — que produiraient les poids de béquille et empennage.

2^e cas. — a) L'empennage sera considéré comme porteur et, dans ce cas, les réactions d'appui R_1 et R_2 des deux longerons (calculées au cha-

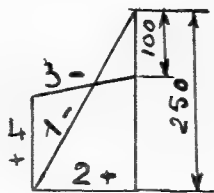


FIG. 99.

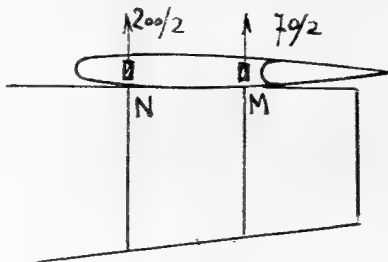


FIG. 100.

pitre : empennages) seront dirigées dans le même sens que les réactions de la béquille et il n'y aura lieu de tracer un Crémone que pour le cas maximum.

Soit sur le longeron AR 70 k. ou, en N, 35 k., par poutre.

Soit sur le longeron AV 200 k. ou, en M, 100 k., par poutre (fig. 100).

Ce cas n'est pas à considérer, car inférieur au 1^{er} cas (béquille), dans notre exemple.

b) L'empennage sera considéré comme sous-porteur; R_1 et R_2 seront dirigées de haut en bas; les efforts dans les longerons seront alors inversés, de plus les charges réparties dans le fuselage viendront aggraver l'effet des réactions R_1 et R_2 .

Ces charges seront reportées sur chaque nœud après avoir été également partagées entre les deux poutres verticales (fig. 101).

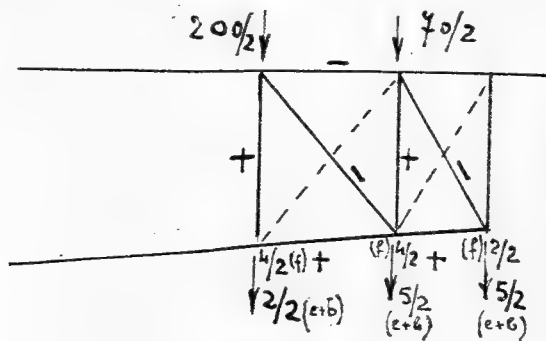


FIG. 101.

3^e cas. — La réaction sur l'empennage vertical (calculée précédemment) est appliquée au centre de pression de l'ensemble dérive-gouvernail; elle crée un couple M qui tend à tordre le tronc de pyramide à base rectangulaire que constitue le fuselage :

$$M = Pd + Qb \text{ (fig. 102 et 103) (1).}$$

De plus, si on admet l'hypothèse de Zahm et Crook :

$$\frac{Q}{b} = \frac{P}{d} \text{ (2);}$$

d'où :
$$P = \frac{Md}{d^2 + b^2}; \quad Q = \frac{Mb}{d^2 + b^2}.$$

On a donc 4 poutres, chacune étant sollicitée dans son plan par une force P ou Q . On tracera les épures de Crémone correspondantes.

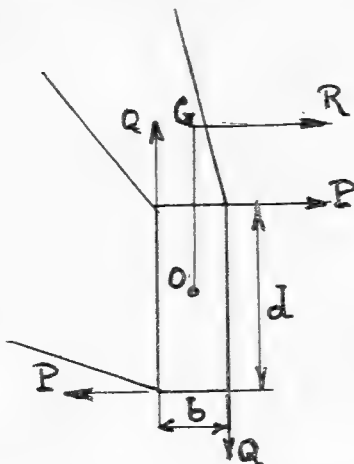


FIG. 102.

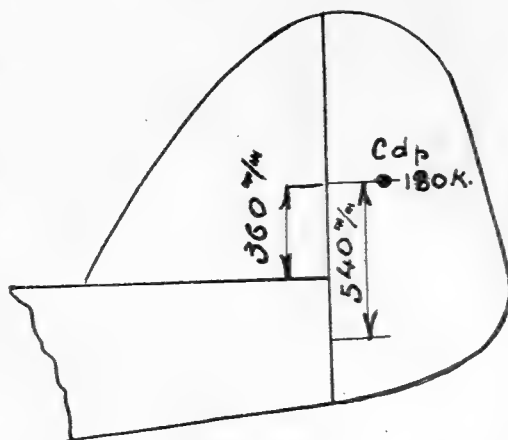


FIG. 103.

Si le fuselage est terminé par une simple arête verticale, c'est-à-dire si l'étambot est un tube de petit diamètre, par exemple, on a :

$$b = o, \text{ d'où } P = Md.$$

Les poutres verticales ne sont plus influencées.

Mais il est recommandable, pour éviter les vibrations, de prévoir une certaine largeur d'étambot.

Dans notre exemple,

$$M = 180 \times 0,54 = 97 \text{ kgm.}$$

$$P = \frac{97 \times 0,36}{0,36^2 + 0,125^2} = 240 \text{ k.};$$

$$Q = \frac{97 \times 0,125}{0,36^2 + 0,125^2} = 84 \text{ k. (fig. 104),}$$

La force Q s'exerçant sur les faces latérales est inférieure à celles des cas précédents; mais les poutres transversales seront calculées avec 240 k.

4^e cas. — Les diverses masses d'aménagement, multipliées par le facteur n_1 du 1^{er} cas de vol sont supposées placées sur l'axe longitudinal, c'est-à-dire qu'elles se répartissent par moitié sur chacune des poutres latérales; d'autre part, ces demi-charges sont elles-mêmes

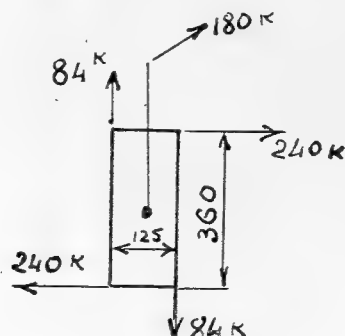


FIG. 104.

réparties sur un ou plusieurs nœuds suivant la place qu'elles occupent dans les travées (fig. 105).

Une épure de Crémona donnera les efforts dans chacune des barres.

Dans notre exemple, les charges du fuselage à partir de l'encastrement AR sont :

a) Le pilote 80 k. soit 40 sur chaque poutre, soit 20 k. sur chaque nœud intéressé;

b) Le propre poids du fuselage AR soit 30 k. ou 15 k. sur chaque poutre, partagés sur les différents nœuds.

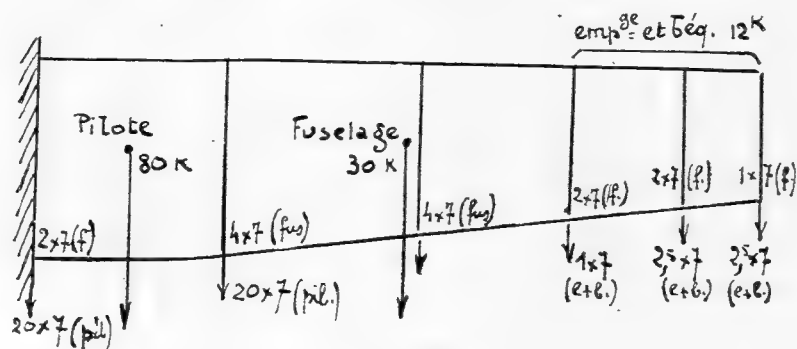


FIG. 105

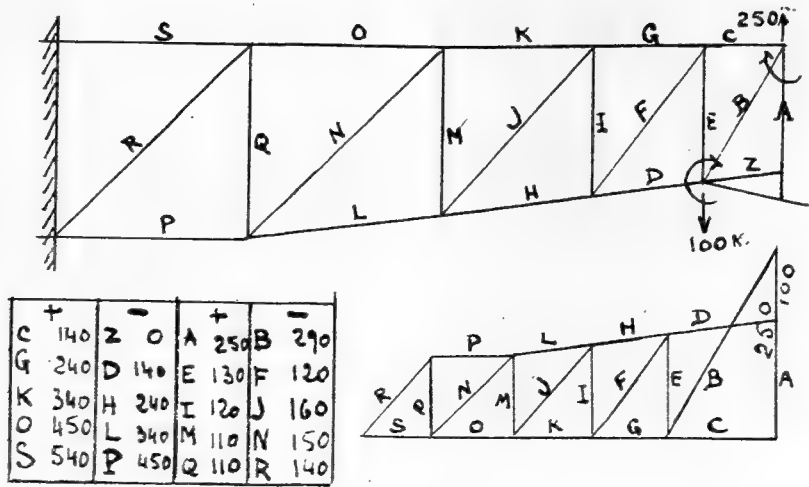


FIG. 105 (1).

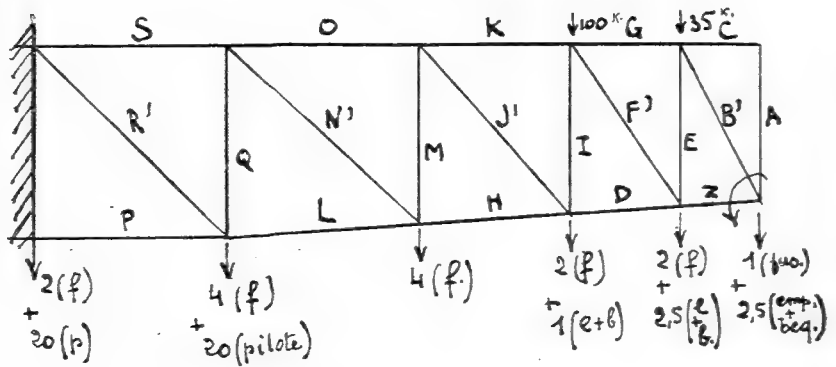


FIG. 105 (2).

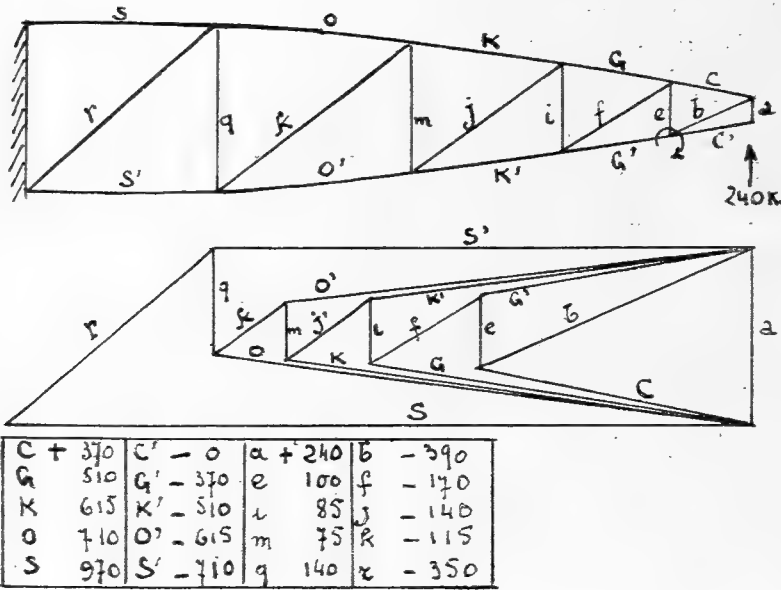


FIG. 105 (3)

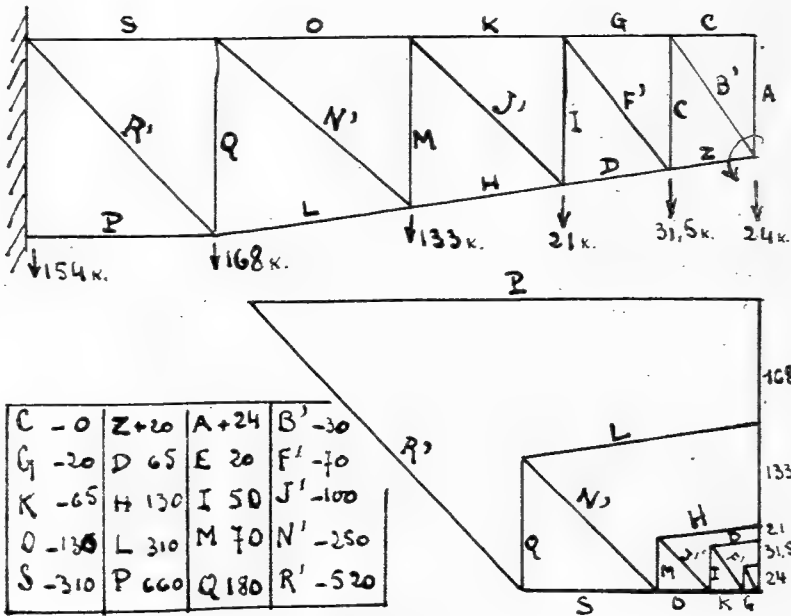


FIG. 105 (4).

c) Les empennages et la béquille soit 12 k. ou 6 k. sur chaque poutre répartis sur les trois nœuds arrière.

Ces charges interviennent ici avec le facteur de charge du premier cas de vol $n_1 = 7$.

Les quatre cas de charge que nous venons de traiter donneront, pour chaque élément, un maximum qui sera seul à considérer et dont on se rendra compte facilement en dressant un tableau portant, par exemple, en ligne les numéros ou repères des barres et en colonne les cas de charge. Les épures des diverses cas sont données par les figures 105 (1, 2, 3, 4).

Remarque. — On se rend compte assez facilement que cette méthode n'est pas rigoureuse; dans le calcul en flexion, on néglige la liaison de poutres latérales et l'action des croix de Saint-André; dans le calcul en torsion d'un tronc de pyramide, on est conduit à des hypothèses simplificatrices, etc...; le mode de calcul est néanmoins admis par le S. T. Aé., dans le but de ne pas conduire à des calculs trop complexes dont la rigueur serait illusoire, appliqués qu'ils sont à des matériaux qui ne sont pas parfaitement homogènes et à des assemblages imparfaits.

Toutefois, puisque les empennages sont calculés au vol piqué, il est logique — ainsi que l'avait suggéré depuis longtemps l'ingénieur Lecoq — de prévoir un 5^e cas (fig. 106).

5^e cas. — Le couple sur la cellule, au vol piqué, ne peut être équilibré que par un effort sur l'empennage horizontal d'où une réaction R qui tend les longerons supérieurs et comprime les longerons inférieurs; de plus, dans ce cas, les charges partielles sont sensiblement verticales et compriment les longerons supérieurs et inférieurs.

Soit un couple dont la valeur trouvée au cours du calcul du 3^e cas pour la voilure = 296 kgm.

La distance du centre de pression de l'empennage à l'axe de ce couple est de 3,15 m. la charge stabilisatrice sur l'empennage = $R = 296/3,15 = 94$ k. Charge inférieure aux autres cas dans notre exemple.

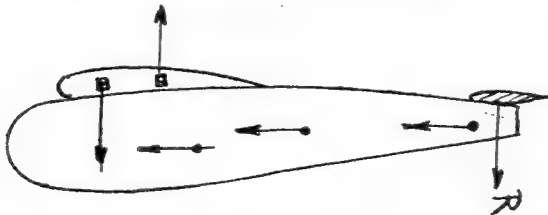


FIG. 106.

C) Fuselage-coque.

Pour un fuselage-coque, la détermination des charges d'extrémité est la même que précédemment mais on obtient immédiatement le moment de flexion à une distance x de l'étambot :

$$M = Fx.$$

Le moment d'inertie en une section verticale quelconque sera établi en tenant compte de la section des lisses et du revêtement.

Une coupe verticale (fig. 107) donnera très généralement une figure symétrique par rapport à un axe yy' , mais non point par rapport à un axe horizontal. On recherchera donc le moment d'inertie, d'abord par rapport à une base horizontale; puis on obtiendra ensuite le moment d'inertie par rapport à l'axe horizontal passant par le C. d. g.

$$I_{xx'} = I_{AB} - SH^2 = \Sigma (sh^2) - \frac{\Sigma (sh)^2}{S};$$

s = section de chaque élément;

h = distance à AB du centre de gravité de chaque élément;

S = Section totale des éléments résistants = Σs ;

H = distance du C. d. g. général à l'axe AB = $\frac{\Sigma (sh)}{S}$.

Pratiquement, on dresse un tableau comme ci-dessous :

s	h	sh	h^2	sh^2
$\Sigma s = S$		$\Sigma (sh)$		$\Sigma (sh^2)$ = 1 base

d'où l'on tire $\frac{I_{xx'}}{v_x}$ pour le calcul de résistance.

v_x étant la distance entre l'horizontale xx' et la section élémentaire la plus éloignée.

Pour vérifier le fuselage à la torsion, on calculera de même $I_{yy'}$, mais connaissant l'axe de symétrie, il suffira de faire la somme Σsd^2 , d étant la distance de chaque section élémentaire à l'axe de symétrie :

$$I_o = I_{xx'} + I_{yy'}$$

d'où I_o/v_o .

v_o étant la distance entre le C. d. g. et la section élémentaire la plus éloignée.

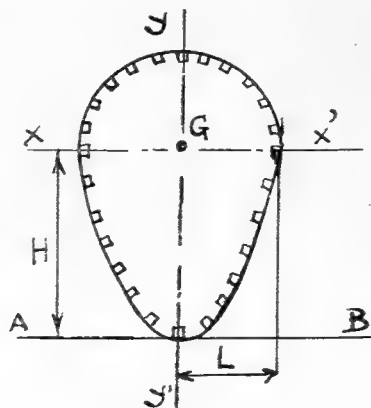


FIG. 107.

Il est d'ailleurs à remarquer que les fuselages-coques résistent particulièrement bien à la torsion.

On vérifiera également le fuselage à l'effort tranchant, ce qui sera facile puisque l'on a déjà été conduit à connaître les sections des éléments.

D) Partie avant.

La partie AV du fuselage constitue un berceau ou bâti-moteur et est en général réduite à une ou deux travées; l'encastrement se trouve au droit du longeron AV de voilure.

Le berceau se calcule sous l'action des forces suivantes :

a) Poids du moteur p qui donne dans chaque moitié ou poutre verticale, une force verticale dirigée de haut en bas $= \frac{p \times n_1}{2}$, n_1 étant le facteur de charge au premier cas de vol.

b) Traction de l'hélice qui donne une composante horizontale dans chacune des deux poutres latérales du bâti, soit par poutre :

$$\mathcal{C} = \frac{Wu}{V} \times 2,5 \times \frac{1}{2},$$

Wu = puissance utile en kgm.;
 V = vitesse en m/s. } au 2^e cas de vol

c) Couple moteur :

$$C = 716 \frac{Wu}{n} \times 2,5,$$

Wu étant ici exprimé en CV; } au 2^e cas de vol
 n étant le nombre de tours par minute. }

Ce couple provoque une torsion; toutefois, la poutre AV étant très courte, il sera suffisamment exact, au lieu de considérer la torsion du tronc de pyramide, d'assimiler cette torsion à deux forces verticales égales et opposées, l'une dirigée de haut en bas dans une des deux poutres latérales, l'autre de bas en haut dans l'autre poutre.

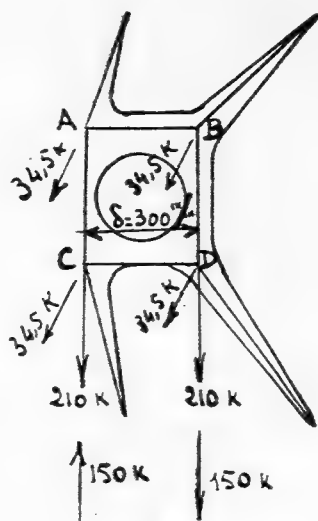


FIG. 108.

On calculera donc séparément chaque poutre en appliquant le tracé de Crémona.

Dans l'exemple choisi, le moteur pèse 60 k. et est monté sur un flasque AV portant 4 branches. Sur chacune des barres fictives AC et BD, le poids agit donc par moitié soit :

$$\frac{60 \times 7}{2} = 210 \text{ k. (fig. 108).}$$

La traction de l'hélice sera considérée à la vitesse du 2^e cas de vol, avec le rendement trouvé par le calcul ou par l'abaque Caquot-Étienne :

$$\varepsilon = \frac{P \times Wu \times 75}{V/3,6} = \frac{0,7 \times 35 \times 75}{124/3,6} = 55 \text{ k.}$$

Soit au coeff. $2,5 : 55 \times 2,5 = 138 \text{ k.}$ et par nœud, $138/4 = 34,5 \text{ k.}$
Le couple C

$$= \frac{W}{\omega} = W \times 75 \times \frac{60}{2\pi n} = \frac{W}{n} \times 716 = \frac{716 \times 35}{1.400} = 18 \text{ kgm.};$$

soit dans le plan de bout vertical $\frac{18 \times 2,5}{8} = \frac{18 \times 2,5}{0,3} = 150 \text{ k.}$

Le moteur tournant, pour un observateur placé devant l'avion, dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, le couple s'exerce dans l'autre sens, c'est-à-dire que le montant CA sera sollicité de bas en haut, le montant BD de haut en bas. On composera ces efforts avec ceux dus au poids; on aura ainsi sur les 4 branches, la charge résultant des efforts verticaux et horizontaux.

Remarque. — Si le moteur était disposé en ligne, le bâti présenterait alors une disposition analogue à celle de la figure 109.

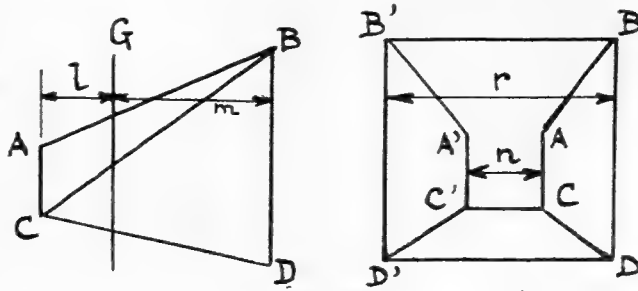


FIG. 109.

Le centre de gravité du moteur est sur la verticale de G; d'où, sur chaque poutre, du fait du poids p du moteur :

$$\frac{p \times n_1}{2}$$

n_1 étant le facteur de charge au 1^{er} cas de vol (7, dans notre exemple)

et

$$\begin{aligned} \text{en A, } & \frac{p \times n_1}{2} \times \frac{m}{l + m}; \\ \text{en B, } & \frac{p \times n_1}{2} \times \frac{l}{l + m}. \end{aligned}$$

La traction s'exerçant en A et A' serait égale à :

$$\frac{2 \times 2,5}{2}$$

Le couple, en supposant un écartement n constant des barres. exercerait un effort $= \frac{C \times 2,5}{n} = F$, dans le plan de front de G

soit en A, $\frac{F \times m}{l + m}$;
 mais en B, $\frac{F \times l}{l + m} \times \frac{n}{r}$.

E) Partie centrale.

La partie médiane reçoit les efforts provenant :

- a) Des encastrements de la partie AV et AR;
- b) Des poids répartis dans cet intervalle, au facteur n_1 ;
- c) Des réactions du train précédemment calculées.

Il en résulte que les éléments constitutifs de cette partie du fuselage sont généralement d'un échantillonnage sensiblement plus fort que celui des autres travées.

Soit l'exemple précédemment choisi. On considérera l'appareil en vol, puis à l'atterrissage :

En vol :

- Poids du train réparti sur les deux attaches inférieures;
- Réaction de la partie AV du fuselage en vol sur les attaches AV;
- Réaction de la partie AR du fuselage en vol sur les attaches AR;
- Réaction verticale de la voilure sur l'attache supérieure AV (cane) et sur l'attache inférieure AV (mât) aux 1^{er} et 3^e cas de vol;

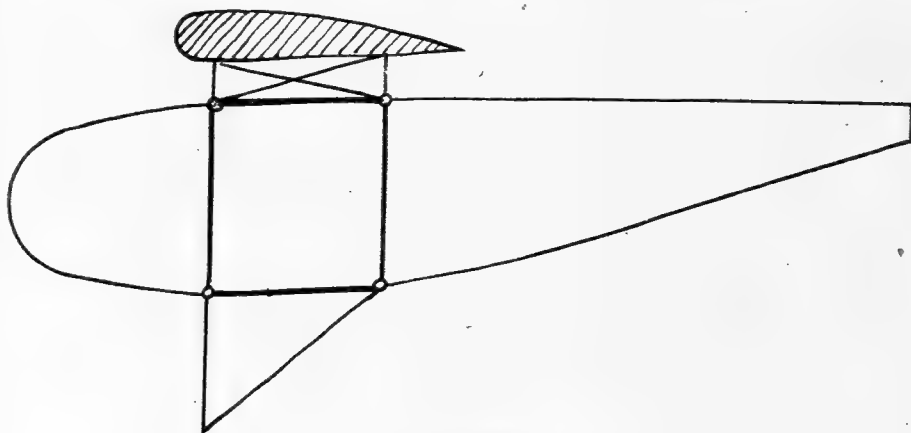


FIG. 110.

- Réaction verticale de la voilure au 2^e cas de vol sur l'attache supérieure AR (cabane) et sur l'attache inférieure AR (mât);
- Réaction horizontale de la voilure sur les attaches supérieures au 1^{er} et 3^e cas de vol (cabane).

A l'atterrissage :

- Réaction de la partie AV du fuselage sous l'effet de l'atterrissage (poids AV);
- Réaction de la partie AR du fuselage sous l'effet de l'atterrissage (béquille);
- Réaction de la voilure à l'atterrissage (poids sur cabane et sur mâts);
- Réaction du train dans les trois cas d'atterrissage.

En d'autres termes, la détermination des charges de la partie centrale ne peut s'opérer que lorsque le calcul des efforts de toutes les autres barres adjacentes a été exécuté et les réactions inscrites aux points convenables.

Il est alors facile de connaître par addition algébrique, l'effort maximum pour chaque barre.



TABLE DES MATIÈRES

DE LA DEUXIÈME PARTIE

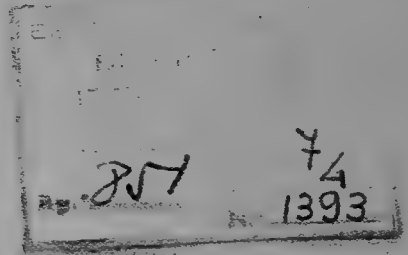
	Pages.
	A) Énoncé des cas-types. 1
	B) Cellule semi-cantilever articulée en deux points. . . 2
	C) — — — sur un point central. . . 18
	D) — — — encastrée. 18
	E) — biplane. 23
CHAPITRE I ^{er}	F) Aile cantilever rectangulaire. 28
La Cellule	G) — — trapézoïdale bilongeron 29
	H) Aile multilongeron 34
	I) Aile cantilever elliptique à revêtement bois travail- lant. 39
	J) Aile monolongeron 42
	K) La méthode générale. 43
	L) Cas spéciaux. 43
	M) Calcul des nervures. 50
CHAPITRE II	A) Généralités. 53
Gouvernes.	B) Gauchissement 53
Plans de queue.	C) Empennage horizontal. 59
Commandes	D) — — vertical 66
CHAPITRE III	A) Généralités. 70
	B) Réglementation. 71
	C) 1 ^{er} Exemple. 71
	D) 2 ^e Exemple 76
L'Atterrisseur	E) 3 ^e Exemple 77
	F) Roues et amortisseurs. 77
	G) La béquille. 84
CHAPITRE IV	A) Réglementation. 87
	B) La poutre AR. 87
	C) Fuselage-coque. 95
Le Fuselage	D) La poutre AV et le berceau-moteur. 96
	E) La partie centrale 99

R.-G. DESGRANDSCHAMPS
INGÉNIEUR CIVIL DE L'AÉRONAUTIQUE

Calcul et Construction des Avions Légers

d'après les Conférences faites à l'E. S. T. Aé sur le Calcul
et la Construction des Avions

TROISIÈME PARTIE
**CALCUL DE RÉSISTANCE
TECHNOLOGIE & CONSTRUCTION**



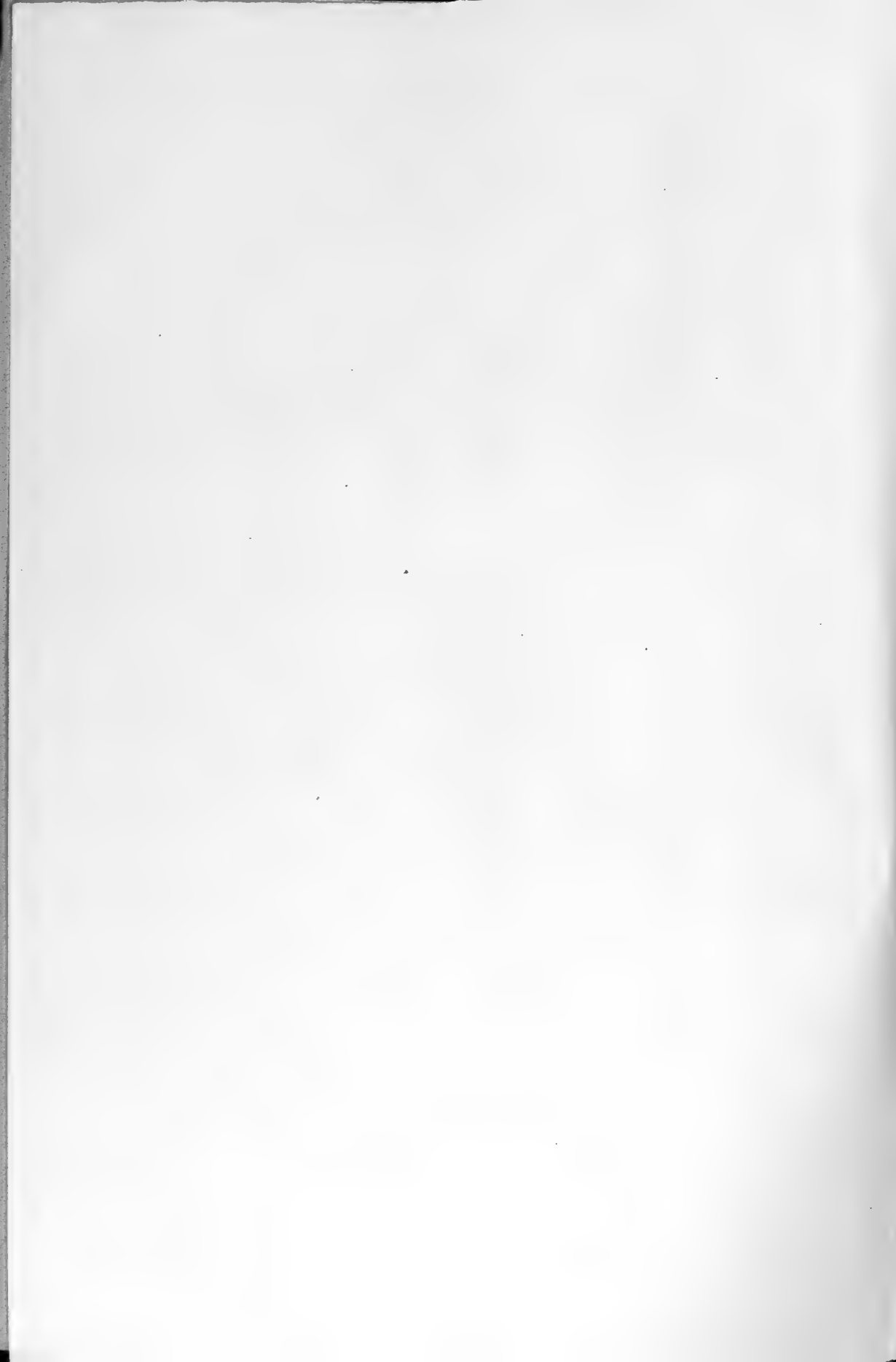
LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES
FONDÉE EN 1905

F.-Louis VIVIEN, Libraire-Éditeur

48, Rue des Écoles — PARIS (V°)

1933

3-3-22.





**ESCUELA TÉCNICA DE PERITOS INDUSTRIALES
DE SEVILLA**

ESTANTE 7

T A B L A 1

NÚMERO 1227

LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

(FONDÉE EN 1905)

F.-Louis VIVIEN, 48, Rue des Écoles, PARIS-V^e

Téléphone : ODÉON 13-98 — C. C. Postaux : PARIS 5301

Catalogue Général de Livres sur l'Aviation de 104 pages (gratis sur demande).

BILBAULT (G.). — Utilisation pratique de la polaire logarithmique..	10 »
BONOMO. — L'aviation commerciale. Étude des moyens de transports modernes	12 »
BOUILLOUX-LAFONT (Claude). — L'aviation commerciale en France..	15 »
BRÉGUET (Louis). — Travaux scientifiques sur l'aérodynamique, les hélices, le vol des oiseaux, l'aviation de transport (demander catalogue).	
BUSSET (M.). — En avion : Vois de combats (Album de 24 estampes)...	20 »
BALLET. — L'air et le droit.	30 »
BRÉGUET. — Considérations sur le vol à voile.....	3.50
— — Hélice de sustentation.....	8 »
— — L'aviation d'hier et de demain.....	6.50
— — Communications Académie des Sciences.....	10 »
— — Problème de la stabilité des avions.....	2.50
CARAFOLI. — Influences des ailerons, propriétés aérodynamiques, surfaces sustentatrices	20 »
DORAND. — Amélioration des hélices et calcul de résistance.....	12 »
DESGRANDSCHAMPS (R.-G.). — Calcul et construction des avions légers.	
— — 1 ^{re} partie : Calcul aérodynamique.....	10 »
— — 2 ^e partie : Calcul des efforts.....	20 »
— — 3 ^e partie : Calcul de résistance, technologie et construction.....	20 »
— — Précis d'aérodynamique. 3 ^e édition.	12 »
— — Impressions d'un bombardier. 1915.	8.50
DUPUY (Guy-D.). — Le rall et l'aile.....	25 »
Étude sur les hélices sustentatrices (fasc. II de KOUTCHINO).....	8 »
GASTOU (R.). — L'hélice aérienne, à pas constant et à pas variable, 2 vol.....	24 »
HAMEL (G.-R.). — Éléments de navigation aérienne pratique.....	12 »
IDRAC (P.). — Études expérimentales sur le vol à voile.....	15 »
— — Vol des albatros.....	2.50
IMMELMANN (Lieut. Max). — Mes vols de combat vécus et racontés ..	8 »
KIRSTE (L.). — Flexion et torsion des ailes Cantilever.....	10 »
— — Étude sur les Gouvernails compensés.....	30 »
LAINE et GUET. — Comment devenir aviateur. Les principes de pilotage.	6.50
LAINE. — Manuel pratique de pilotage.....	12 »
LA BRIC (R.). — Les champs bleus.....	12 »
MAGNAN. — Le vol à voile.....	30 »
MARGOULIS. — Coefficients, turbo-machines et des machines volantes	10 »
MARC (lieut.). — Notes d'un pilote disparu.....	12 »
NADAUD (M.). — En plein vol.....	12 »
PÈPE (P.). — Précis d'hydraviation. 2 vol.....	24 »
ROY. — Contribution à la théorie de l'hélice propulsive.....	20 »
ROY (M.). — Contribution à la théorie des ailes sustentatrices.....	20 »
SABLIER (G.). — Planeur Sablier type sport (Chanute), plans de constr.	30 »
— — Planeur type 10, plans de construction.....	30 »
— — Planeur de performance Sablier, type II.....	75 »
— — Planeur biplace Sablier, type 18.....	75 »
— — Plan de construction d'une avionnette. Monoplan t. 4.	120 »
— — Plan et construction d'un planeur d'entraînement.	6.50
— — Notions Pratiques d'Aérodynamique	6.50
SÉE. — Le vol à voile et la théorie du vent louvoyant.....	2.50
VILLAMIL. — Les problèmes du vol sans moteur.....	12 »
VIVENT (J.). — Notre aviation marchande.....	7.50

Expédition franco (Joindre montant à la commande) et contre remboursement pour la France et pays étrangers acceptant les remboursements (Frais de remboursement en plus)

Calcul et Construction
des
Avions Légers



Ouvrages du même Auteur

Précis d'aérodynamique , 3 ^e édition, revue et augmentée, 1933	12 »
Calcul et construction des avions légers :	
1 ^{re} partie : <i>Calcul aérodynamique</i>	10 »
2 ^e partie : <i>Calcul des efforts</i>	20 »
3 ^e partie : <i>Calcul de résistance. Technologie et Construction</i>	20 »
Les 3 fascicules en un vol.	50 »
Impressions d'un Bombardier ,	6.50

Notre Collection à 12 francs

DESGRANDSCHAMPS (R.-G.). — **Précis d'aérodynamique.**

SABLIER (G.). — **Manuel pratique de construction des planeurs.**

HAMEL (G.-R.). — **Éléments de navigation aérienne.**

GASTOU (R.). — **L'Hélice aérienne à pas constant et à pas variable.** 2 vol.

PÉPE (P.). — **Précis d'Hydraviation.** 2 vol.

LAINÉ (A.). — **Manuel pratique de pilotage.**

R.-G. DESGRANDSCHAMPS
INGÉNIEUR CIVIL DE L'AÉRONAUTIQUE

Calcul et Construction

des

Avions Légers

d'après les Conférences faites à l'E. S. T. Aé sur le Calcul
et la Construction des Avions

TROISIÈME PARTIE

**CALCUL DE RÉSISTANCE
TECHNOLOGIE & CONSTRUCTION**



LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

FONDÉE EN 1905

F.-Louis VIVIEN, Libraire-Éditeur

48, Rue des Écoles — PARIS (V^e)

1933

*Tous droits de traduction et d'adaptation réservés pour tous pays,
Copyright by F.-Louis VIVIEN 1932.*

Calcul et Construction

des

Avions Légers

TROISIÈME PARTIE

CALCUL DE RÉSISTANCE — CONSTRUCTION

INTRODUCTION

Dans la II^e Partie, ont été examinées les méthodes de détermination des efforts dans chaque élément de l'avion; il s'agit maintenant de « traduire » ces efforts en une certaine section de matériau et de disposer cette section le plus ingénieusement possible, tant pour simplifier la fabrication que pour réduire le poids au minimum : c'est l'objet de la III^e Partie.

Cette nouvelle étape dans l'étude d'un avion est évidemment considérée avec un certain mépris par le théoricien pur, mais ce dernier est aussi incomplet en tant qu'ingénieur ou constructeur que le serait un dessinateur sans notion de calcul.

La véritable science de l'avionneur impose donc de se pencher attentivement sur le matériau, d'en connaître toutes les propriétés, de le modeler avec esthétique et habileté, je dirai presque avec passion. Pas un qui ait procédé autrement parmi ceux qui se sont fait un grand nom dans la construction aéronautique. On est ainsi conduit à ne négliger aucun détail de l'architecture d'un avion : l'expérience en a, d'ailleurs, surabondamment prouvé la nécessité. Il y a, de plus, une certaine grandeur et une sincère satisfaction intellectuelle à pénétrer intimement une construction aussi délicate que celle d'un appareil volant et d'en concevoir et mettre au point les moindres éléments.

Notre programme est ainsi très facilement tracé :

- Étude du matériau;
- Mode de calcul du matériau;
- Application.



CHAPITRE PREMIER

LES MATÉRIAUX

§ 1^{er}. — LES BOIS

Les causes de la faveur du bois sont sa faible densité et sa facilité de façonnage et d'assemblage.

A) Résumé des caractéristiques des bois.

Nous résumons très succinctement ici :

La classification : Résineux : spruce, épicéa, pins et sapins.

Feuillus tendres : grisard, tilleul, acajou.

Feuillus durs : acacia, frêne, hêtre, bouleau, tulipier.

La constitution : De l'extérieur vers l'intérieur : écorce, aubier, cœur, moelle.

Le débit : Par quartiers, sur mailles, sur dosses (fig. 111).

(Ce dernier est presque proscrit car il facilite les fentes par retrait; au contraire, le débit sur mailles est le plus avantageux, car soumis à des variations d'humidité, le bois modifie son volume sans se fendre ni se voiler; de plus, ce mode de débit présente le minimum de fibres tranchées);

Par déroulage pour les contreplaqués.

Les défauts : qui ne permettent pas l'utilisation des bois pour l'aviation :

Nœuds de diam. > 15 mm. et inadhérents, fibres tordues de plus de 50° , gélivures, quadratures, lunures importantes (fig. 112).

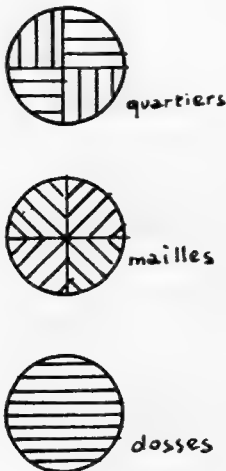


FIG. 111.

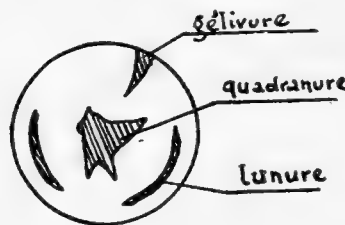


FIG. 112.

Les modes de séchage : à l'air libre, mais très long (1 cm. de profondeur par an), par flottage ou immersion, ou par étuvage (quelques jours à 110° — 40 jours de 25° à 45° — 3 mois de séchage à l'air libre).

Les propriétés des bois :

La densité de 0,33 à 0,80.

L'humidité ou teneur en eau qui doit être de 12 à 18 %.

La qualité dynamique $Q = \frac{W}{6,35 D^2} \geq 1$, déterminée par l'essai au choc sur éprouvettes $2 \times 2 \times 30$ cm., W en kgm, D = densité.

La qualité statique T déterminée par l'essai en compression:

$$T = \frac{C}{100 D}.$$

C = charge en k/cm².

T doit être ≥ 8 (résineux),
 ≥ 7 (feuillus tendres),
 $\geq 6,5$ (feuillus durs).

La qualité spécifique $M = \frac{C}{110 D^2}$.

M doit être ≥ 15 (résineux),
 ≥ 12 (feuillus tendres),
 ≥ 9 (feuillus durs).

La ténacité déterminée par un essai en flexion d'une éprouvette $2 \times 2 \times 30$ cm. sur appuis distants de $L = 24$ cm., la charge de rupture = F.

$$\frac{F}{C} = \text{cote de ténacité.}$$

La raideur obtenue au cours du même essai où l'on a noté la flèche à la rupture. $\frac{L}{F}$ doit être compris entre 20 et 30 pour les feuillus et 30 et 40 pour les résineux.

La constitution des contreplaqués (T. U.) (1).

Par feuillets en nombre impair collés à la fibrine ou à la caséine.

Les essais des contreplaqués. — Humidité 15 %.

Pliage du contreplaqué à trois plis sur un rayon = 100 fois l'épaisseur, sans décollage ni rupture.

L'immersion de six heures dans l'eau bouillante, ou de dix jours

(1) Les tableaux d'unification concernant aussi bien les contreplaqués que les tôles et profilés, les fils d'acier, les tubes, les divers éléments de charpente et d'équipement se trouvent dans les principales librairies aéronautiques.

Nous signalons, au fur et à mesure, l'existence de ces tableaux par l'abréviation T. U.

dans l'eau froide, ne doit, après dessiccation à 15 % d'humidité, provoquer aucun décollement.

La résistance au collage doit être $\geq 14 \text{ k/cm}^2$ et essayée sur une éprouvette entaillée selon la figure 113.

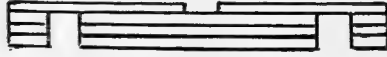


FIG. 113.

B) Taux de travaux et emploi des bois.

Les bois les plus employés ont :

Nature	Compression	Flexion spécifique	Module d'élasticité	Densité	Traction k./mm^2 (Valeur approximative)
	k./mm^2	k./cm^2	k./mm^2		
Spruce	3,5	1.000	1.200	0,5	7
Frêne.....	4,5	1.500	1.500	0,7	9
Peuplier grisard	3,15	900	1.100	0,5	6

Le spruce est de collage facile; il se présente homogène sur de grandes longueurs; il est employé pour des pièces longues et rectilignes comme des longerons d'ailes, de fuselage ou même pour des traverses, des mâts.

Le frêne présente une grande souplesse; le collage est plus difficile; il est principalement employé pour des pièces courbes ou encore des pièces subissant une grande fatigue, longerons, béquilles.

Le grisard ou peuplier gris a l'avantage d'un prix peu élevé, d'une faible densité et d'un collage facile; il remplace le spruce pour les pièces peu fatiguées.

Le hêtre est surtout utilisé pour les hélices (Densité moyenne = 0,65).

Le sapin pour les remplissages, les cales, les tasseaux (Densité moyenne = 0,5).

Le tilleul pour les mêmes usages et, de plus, pour les modèles de fonderie (Densité moyenne = 0,35).

Le noyer pour les modèles d'essais au tunnel (Densité moyenne = 0,6).

C) Modes de calcul.

1° COMPRESSION : L'épaisseur étant, en général, une fraction assez importante de la longueur, ce sont les formules de Rankine-Résal qu'il y a lieu d'employer. Toutefois, il sera bon de vérifier par les formules d'Euler, chaque fois que le coefficient d'élancement :

$\lambda = \frac{\text{Longueur de la pièce}}{\text{Rayon de giration}}$ sera élevé.

Formule de Rankine-Résal
$$F = \frac{\tau \omega}{1 + \frac{K l^2 \omega}{\alpha^2 I}}$$

Formule d'Euler
$$F = \frac{\pi^2 EI \alpha^2}{l^2}$$

F = charge limite en k.

τ = taux de travail en k/mm²

ω = la section en mm².

K = 1/10⁴.

l = longueur de la pièce entre rotules en mm.

I = moment d'inertie minimum en mm⁴.

$\pi = 3,1416$.

$\alpha = 1$ pour une pièce articulée aux deux extrémités (fig. 114).

$\alpha = \sqrt{2}$ pour une pièce dont une extrémité est articulée, l'autre encastree.

$\alpha = 2$ pour une pièce encastree aux deux extrémités.

$\alpha = 1/2$ pour une pièce ayant une extrémité libre, l'autre encastree.

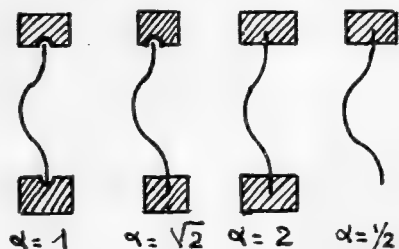


FIG. 114.

Exemples. — Quelle charge maxima de compression peut supporter un montant en spruce, plein, de section carrée 20 × 20, articulé aux extrémités et mesurant 800 mm. entre axes d'articulation?

$\tau = 3,5 \text{ k/mm}^2,$

$\alpha = 1,$

$\omega = 400 \text{ mm}^2,$

$$I = \frac{bh^3}{12} = \frac{2 \times 2^3}{12} = 1,33 \text{ cm}^4 = 13.300 \text{ mm}^4.$$

La formule de Rankine-Résal donne :

$$F = \frac{\tau \omega}{1 + \frac{K l^2 \omega}{I}} = \frac{3,5 \times 400}{1 + \frac{640.000 \times 400}{10^4 \times 13.300}} = \frac{1.400}{1 + 1,93} = 477 \text{ k.}$$

La formule d'Euler donne :

$$F = \frac{\pi^2 EI}{l^2} = \frac{10 \times 1.200 \times 13.300}{640.000} = 250 \text{ k.}$$

On ne pourra donc pas dépasser 250 k. en compression, indiqués par la formule d'Euler.

— Reprenons la même section mais dans le cas d'une pièce courte, de 350 mm. par exemple.

$$F_{R-R} = \frac{3,5 \times 400}{1 + \frac{122.500 \times 400}{10^4 \times 13.300}} = \frac{1.400}{1 + 0,37} = 1.020 \text{ k.}$$

$$F_E = \frac{10 \times 1.200 \times 13.300}{122.500} = 1.300 \text{ k.}$$

On ne pourra pas dépasser 1.020 k. en compression, indiqués par la formule de Rankine qui est, on le voit, la plus sévère dans le cas des pièces courtes.

2° FLEXION. — On utilisera la formule du commandant Monin :

$$\frac{M}{2 \frac{I}{h^{4/3}}} \leq \text{Flexion spécifique,}$$

M en kg/cm.,

I en cm⁴,

h en cm.

Cette formule n'est autre que la formule générale $\frac{M}{I/v}$ dans laquelle la valeur de h (hauteur de la pièce) a été multipliée par un terme correctif $\frac{h^2}{h^{10/6}}$, facteur déterminé après de nombreux essais sur la flexion des pièces en bois, exécutés par M. le commandant Monin.

Exemple. — Quelle flexion peut supporter une pièce de spruce rectangulaire de $h = 15 \text{ cm.}$, $b = 4 \text{ cm.}$?

$$\text{Fl. spéc.} = 1.000 \text{ k/cm}^2$$

$$I = \frac{bh^3}{12} = \frac{4 \times 15^3}{12} = 1.130 \text{ cm}^4.$$

$$h^{4/3} = \sqrt[3]{15^4} = 37.$$

$$\frac{2I}{h^{4/3}} \times 1.000 = M = \frac{2 \times 1.130 \times 1.000}{37} = 61.100 \text{ kg/cm.} = 611 \text{ kgm.}$$

D) Contreplaqués.

Les contreplaqués les plus employés sont les contreplaqués d'okoumé, de peuplier, d'acajou, de bouleau.

Le tulipier est employé en lames minces pour les revêtements en forme, les couches superposées sont croisées à 60° environ.

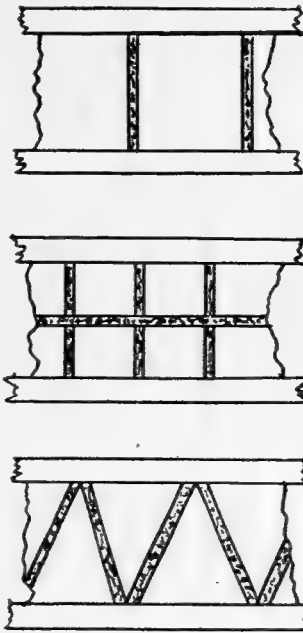
Modes de calcul des contreplaqués.

1° EN TRACTION :

Le taux de travail est approximativement de 5 k. pour l'okoumé, de 6 k. pour le peuplier, de 7 k. pour l'acajou et le bouleau mais du fait de la constitution du contreplaqué, on ne peut compter que sur les feuilletés ou plis convenablement dirigés.

2° A L'EFFORT TRANCHANT :

Les panneaux de contreplaqué travaillant à l'effort tranchant (flasques de caissons) auront le sens des fibres extérieures dirigé suivant l'effort et seront contreventés par des entretoises en X ou en croix ou en triangles ou simplement normales aux semelles, formant ainsi des figures géométriques (fig. 115) dont la plus grande dimension ne devra pas excéder 75 à 80 fois l'épaisseur du contreplaqué si l'on veut compter sur les taux d'effort tranchant suivants :



Okoumé	80 k/cm ²
Peuplier	80 k/cm ²
Acajou	90 k/cm ²
Bouleau	100 k/cm ²

En pratique, on obtient une plus grande légèreté pour une même résistance en employant un contreplaqué mince sans trou d'allègement plutôt qu'un contreplaqué plus épais avec trous.

E) Résultats d'essais sur les bois.

1° *Collage.* — Le collage dans le sens des fibres permet de compter sur 40 k/cm² pour le spruce, le grisard, le sapin.

2° *Assemblage par boulons ou rivets tubulaires.* — L'espacement des boulons ou rivets tubulaires doit être égal aux valeurs minima suivantes :

- 6 *d* dans le sens de l'effort,
- 3 *d* dans le sens normal à l'effort.

D'autre part, dans un tel assemblage, le bois ne travaille pas par toute sa surface d'appui, sur le boulon car ce dernier fléchit au milieu de la portée.

FIG. 115.

On admet que seules résistent les portions $a = a' = 2 d$ (fig. 116).
De toutes façons d'ailleurs, on note un commencement d'ovalisation à partir de 100 k/cm² d'appui et on ne dépassera pas 220 k. par cm².
De plus, il y a toujours intérêt à disposer les boulons en ligne brisée

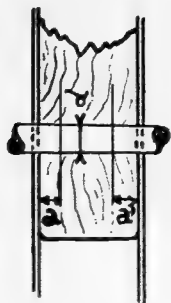


FIG. 116.

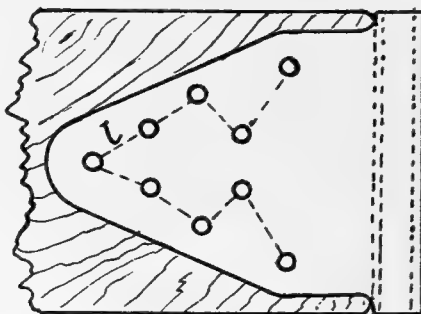


FIG. 117.

ou en quinconce, afin d'intéresser, le plus rarement possible, la même fibre de bois et aussi afin d'allonger la ligne de cisaillement, suivant laquelle se déchirera la pièce de bois à la rupture (fig. 117).

La surface de cisaillement = $l \times$ épaisseur du bois;

Pour le spruce, le grisard, les essais donnent :

$$\tau = 70 \text{ k/cm}^2$$

$l \times e \times \tau$ doit donc être $\geq$ effort à transmettre.

3^o *Assemblage par vis à bois.* — L'espacement des vis à bois = $8 d$ dans le sens de l'effort,

$4 d$ dans le sens normal à l'effort.

L'effort que peut supporter une vis dans le bois est donnée par :

$$F \text{ en K} = \frac{4 l^2 d}{(4l) + 6 a}$$

l = longueur de la vis sous tête, en mm.,

a = épaisseur de la ferrure interposée entre la tête de vis et le bois, en mm.,

d = diamètre de la vis en mm.

Exemple :

Une vis de 3×40 fixant une ferrure de 2 mm. d'épaisseur sur une pièce de bois, résiste à :

$$F = \frac{4 \times 40 \times 3}{(4 \times 40) + (6 \times 2)} = 111 \text{ k.}$$

4^o *Inertie des mâts torpédo.* — Pour les mâts pleins ou creux épais, de forme profilée ou torpédo, c'est-à-dire avec a compris entre $\frac{b}{3}$

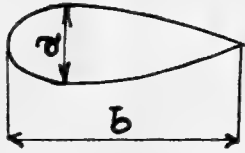


FIG. 118.

et $\frac{b}{3,2}$ (fig. 118) et de maître-couple situé approximativement à une distance a du bord d'attaque, on peut poser :

$$I = \frac{ba^3}{24} \text{ ou } I = \frac{ba^3 - b'a'^3}{24}.$$

5^o *Touillage.* — Pour les éléments toupillés, le rayon minimum à adopter sera de 8 mm. et l'on appliquera au bois toupillé un taux de travail =

$$\frac{\text{Taux de travail normal}}{1,5}.$$

§ II. — LES ACIERS

A) Généralités.

On comprend sous le nom d'aciers toute une gamme de matériaux qui n'ont de commun qu'une haute teneur en fer et une teneur variable en carbone, manganèse, phosphore et soufre.

D'autres corps peuvent être incorporés tels que : silicium, nickel, chrome, tungstène, etc... La composition et le traitement thermique font varier les caractéristiques mécaniques sur une très vaste échelle, de sorte que l'acier peut, dans un grand nombre de cas, répondre aux besoins de l'avionneur.

Si sa densité l'a longtemps fait écarter de la construction aéronautique, ses qualités le font actuellement de plus en plus utiliser :

Homogénéité;

Facilité d'assemblage au moyen de la soudure autogène, applicable aussi bien aux nuances 11 et 12 qu'aux aciers spéciaux, au chrome-molybdène;

Haute résistance mécanique des aciers au nickel, au chrome, au tungstène.

B) Traitements.

Toute mise en forme à froid est, en principe interdite, exception faite pour le bouclage des cordes à piano et le cintrage à grand rayon des tôles ou éléments minces. Dans tous les autres cas, la pièce ayant été

chauffée pour sa mise en forme, il est nécessaire de la ramener à son état normal par un traitement thermique approprié tel que spécifié sur le tableau. Ce traitement donne un état stable qui garantit l'équilibre moléculaire; donc les produits sidérurgiques doivent, d'une façon générale, avoir subi ce traitement avant emploi.

Dans le tableau suivant, extrait du T. U., nous n'avons mentionné que les nuances d'acier couramment employées dans la construction des avions.

Il y a lieu de mentionner également l'acier au chrome-molybdène employé, depuis peu, sous forme d'éléments soudés (tôles et principalement tubes) et dont le taux de travail minimum est de 55 k/mm² (aux abords de la soudure); à l'état normal son taux de travail à la rupture est de 75 k/mm².

C) Emploi et essais.

L'acier s'emploie sous forme de :

a) BARRES (ronds, carrés, six pans, plats) pour pièces décolletées, fraisées (chapes, ferrures dans la masse); pour pièces forgées matricées.

Essais sur les barres. — Les essais sur les barres consistent en :

— Essai de traction pour déterminer la résistance à la rupture en k/mm², la limite d'élasticité, l'allongement : le barreau standard de 150 mm² de section et de 100 mm. entre repères — ou de 75 m/m² et de 70 mm. entre repères — est fixé sur la machine de traction et transmet ses déformations à un crayon inscripteur, déformation d'abord proportionnelle à la charge, jusqu'à la limite élastique, puis croissant plus rapidement que la charge, tandis que la section du barreau se rétrécit jusqu'à se rompre au milieu de cette zone de striction.

On note τ ou $R = \frac{\text{Charge, en k.}}{\text{Section initiale, en m/m}^2}$

Les repères préalablement tracés permettent de mesurer l'allongement ou augmentation de longueur entre repères.

— Essai de résilience pour mesurer la fragilité du matériau ou nombre de kilogrammètres par mm² de section, correspondant à la rupture par choc d'une éprouvette standard 10 × 10 × 55 mm., avec entaille demi-ronde de $r = 1$ mm., reposant sur appuis et frappée dans l'entaille par le couteau d'un mouton Charpy (fig. 119).

La malléabilité est définie par le supplémentaire de l'angle fait par les deux morceaux rompus de l'éprouvette de choc.

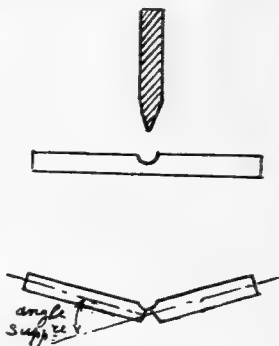


FIG. 119.

Nuance	Désignation	Traitement thermique d'essai et d'emploi normal	Caractéristiques mécaniques				Composition moyenne					Exemples d'application
			R k./mm ²	E k./mm ²	A % minl.	ρ minl.	C	Mn	P	S	Ni	
11	Extra-Doux.	Recuit à 900°. Trempé à l'air..	38 ± 4	24 ± 2	27		0,05 à 0,15	0,4	0,04	0,04		Rivets.
12	Doux	Recuit à 875°. Refroidi lentement en air calme....	44 ± 4	26 ± 2	24		0,15 à 0,25	0,3 à 0,5	0,04	0,04		Ferrures soudables.
13	Demi-Doux.	Recuit à 825°. Refroidi en air calme.....	50 ± 5	32 ± 2	20		0,25 à 0,40	0,3 à 0,5	0,04	0,04		Boulons, vis, goupilles, ferrures, tubes.
14	Demi-dur ..	Recuit à 800°. Refroidi en air calme.....	60 ± 5	34 ± 2	16		0,4 à 0,6	0,3 à 0,6	0,04	0,04		Boulons, tencleurs, ferrures prises dans la masse ou forgées, tubes.
15	Dur.....	Recuit à 780°. Refroidi à 600°, portes ouvertes, puis lentement.	70 ± 5	40 ± 2	10		0,6 à 0,7	0,3 à 0,6	0,04	0,04		Haubans fuselés, ferrures prises dans la masse.
22	Acier à 6 % Ni	Trempé à 850°, sans revenu....	120 ± 10	100 ± 10	8	8	0,07 à 0,2	0,35	0,04	0,04	4 à 7	Tubes d'essieux.

— Essai de dureté pour mesurer la résistance à la déformation des pièces exposées à subir des chocs brutaux.

On peut passer du résultat de cet essai très simple à la résistance à la traction au moyen des tables de concordance.

On effectue l'essai en appliquant — par l'intermédiaire d'une bille d'acier très dur de $D=10$ mm. — une charge de 3.000 k. pendant 15 secondes sur l'éprouvette préalablement polie : on mesure le diamètre de la calotte sphérique imprimée dans le barreau; ce diamètre correspond à un taux de dureté Δ (fig. 120).

Cet essai s'appelle aussi essai Brinell ou billage.

— Essai de texture : Il consiste dans l'examen d'une cassure; s'il existe un doute concernant la continuité ou l'inclusion de matières étrangères, on procède à l'examen macroscopique. Les ségrégations seront nettement révélées par l'emploi du papier au bromure d'argent immergé dans une solution d'acide sulfurique à 3 % : le papier est appliqué pendant dix minutes sur la surface de l'acier préalablement meulé; si la teinte n'est pas uniforme, les taches révéleront le manque d'homogénéité.



FIG. 120.

Les pailles, les criques sont décelées par attaque directe à l'acide nitrique à 66° Baumé appliqué avec un pinceau en fils de verre; l'enduction est renouvelée toutes les dix minutes; un papier sensible permet de conserver un témoignage de la texture.

— Essai aux étincelles. Cet essai permet de vérifier rapidement, sans essai mécanique, la nuance de l'acier : on passe à la meule l'échantillon proposé et on constate l'identité d'aspect des gerbes d'étincelles produites avec celles d'un barreau étalon dont on connaît la nuance; toutefois, l'expérimentateur doit être très entraîné pour discriminer deux nuances d'acier voisines.

b) TOLES de 2 m. $\times$ 1 m.; BANDES de 10' m. — Les épaisseurs varient de 3/10 à 8 mm.

Les tôles sont utilisées à l'état recuit pour la fabrication de ferrures, de caissons, de pièces cambrées et embouties.

Essais sur les tôles. — On procédera d'abord à un examen superficiel : les tôles doivent être bien planées et ne présenter ni crique, ni soufflure.

— Essai de traction. Le même que pour les barres, mais les éprouvettes sont constituées par des barreaux plats de l'épaisseur du produit à essayer.

On admet $R \geq 94$ % du R minimum des aciers bruts.

— Essai de pliage. On procède à un premier pliage à 60° au moyen

d'un empreint et on termine par un pliage à 180°; la surface extérieure ne doit présenter ni crique, ni déchirure (fig. 121).

— Essai d'emboutissage. Une rondelle d'essai de 90 mm. de diamètre est serrée à bloc entre deux rondelles épaisses alésées à 50 mm. sans

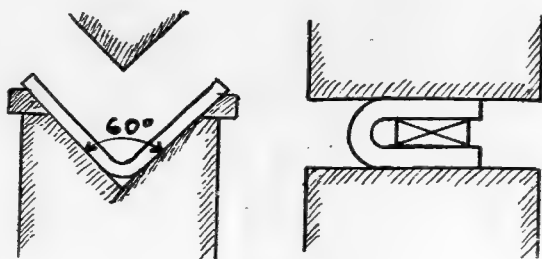


FIG. 121.

congé; une charge appliquée graduellement au moyen d'une bille finit par détacher une calotte sphérique dont la flèche permet d'identifier la nuance de la tôle (fig. 122).

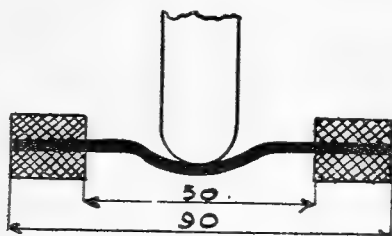


FIG. 122.

— Essai de soudure. Deux bandes prélevées sur la tôle à essayer sont soudées au chalumeau oxyhydrique, le métal d'apport étant prélevé sur la même tôle.

R doit être $\geq 0,8$ R du tableau.

A — $\geq 0,5$ A du tableau.

— Essai aux étincelles (comme pour les barres).

c) TUBES (circulaires, torpédos, ovales, carrés, rectangulaires). — Leur emploi est très général : bâtis-moteurs, mâts subissant de gros efforts, treillis de fuselage, treillis de voilures multilongérons, jambes de train, essieux de train...

Essai sur tubes. — Essai de traction sur élément ayant subi ou non un recuit final :

$R \geq 0,94$ R minimum du tableau.

— Essai d'évasement. S'effectue sur une virole détachée du tube dans laquelle on enfonce un mandrin conique à 45°; l'augmentation de diamètre avant la première crique doit être de 25 à 10 % (acier 11 à acier 14).

— Essai d'aplatissement, sur tubes torpédos ou ovales, s'effectue sur une virole détachée du tube et déformée à la presse; l'effort s'exerce

suivant le grand axe dont la réduction doit être de 50 % à 20 % (acier 11 à 14) avant l'apparition de la première crique (fig. 123).

— Essai aux étincelles (comme plus haut).

d) PROFILÉS (en U, en V, en Ω , en cornières) utilisés comme supports d'accessoires, comme bords de fuite, comme éléments de longerons.

Les *essais* sont, en dehors de l'examen superficiel :

— Essai de traction; essai de texture.

e) BOULONS (T. U.). — En dehors de l'examen superficiel, les *essais* sont :

— Essai de billage; essai de traction.

— Essai de pliage : On replie la partie lisse sur elle-même à coups de maillet, de manière à former une boucle d'un diamètre intérieur égal



FIG. 123.



FIG. 124.

à celui de la tige du boulon; on ne doit constater ni crique, ni déchirure (fig. 124).

Les boulons sont en acier 13 ou 14.

Ils seront obtenus par matriçage à chaud suivi de recuit.

Les tableaux d'unification indiquent les cotes et les résistances des boulons.

f) CÂBLES (T. U.). — Les câbles sont constitués par une âme enveloppée de torons, chaque toron étant lui-même constitué par une âme autour de laquelle s'enroulent des fils d'acier à haute résistance,

Dans les câbles souples, utilisés pour les commandes, les âmes sont en textile.

Dans les câbles rigides, utilisés pour les haubannages, l'âme centrale seule est en textile, les âmes des torons sont en acier doux recuit.

Essais. — Les câbles subissent des essais de traction sur machine à enroulement en cor de chasse, la portion de câble entre amarrages étant de 30 cm. au minimum.

Les taux de travail sont indiqués par le tableau d'unification.

g) CORDE A PIANO (T. U.). — Les cordes à piano sont d'un emploi très général dans le croisillonnement des avions.

Elles sont constituées par de l'acier au creuset à haute résistance : $R \geq 120 \text{ k/mm}^2$.

Essais. — En dehors de l'examen superficiel et de la vérification du diamètre, on procède aux essais suivants :

— Traction avec longueur entre amarrage de 150 mm. au moins. Le T. U. indique les charges exigées.

— Flexions alternées pour les cordes de $D \leq 5$ mm.

— Coudage à bloc pour les cordes de $D \leq 5$ mm.

et coudage à 90° pour les cordes de $D > 5$ mm., sans crique.

h) HAUBANS FUSELÉS (T. U.). — Les haubans fuselés constitués par de l'acier à haute résistance, sont utilisés pour les haubannages extérieurs (fig. 125).

Essais. — Essai de traction poussé aux $6/10^{\text{es}}$ de la charge théorique de rupture; la limite élastique ne doit pas être atteinte.

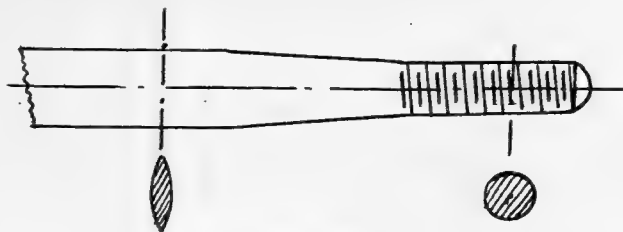


FIG. 125.

— Billage sur le méplat de façon à vérifier la nature et les caractéristiques du métal.

— En dehors de ces essais, l'examen à vue doit être très minutieux, notamment pour se rendre compte de la rectitude de l'axe du hauban.

i) RIVETS en acier 11 ou 12 à tête fraisée ou ronde, de diamètre généralement compris entre 2 et 6 mm.

Essais. — Les essais sur rivets consistent, en dehors de l'examen superficiel et de la vérification des cotes, en un essai de cisaillement qui doit donner $R \geq 32$, un essai d'aplatissement sans apparition de crique, un essai de rivetage sans apparition de crique.

Les rivets tubulaires ou tubes dudgeonnés sont assimilés aux tubes, en acier doux.

j) VIS, ŒILLETS, GOUPILLES (ne sont pas régis par des standards spéciaux de l'Aéronautique). On utilise les meilleures qualités du commerce.

k) DIVERS, tels que :

Engrenages : d'emploi limité aux transmissions rigides (commande en vol de plan fixe, de dérive ou de gauchissement); on utilise en général les plus petits modèles industriels.

Roulements à billes : d'emploi limité aux transmissions rigides; on adopte les plus petits modèles industriels.

Ressorts : En général de section ronde et travaillant en compression (atterrisseur).

Nota. — Tous ces essais sont effectués sur des éprouvettes ou échantillons prélevés dans des lots homogènes répartis suivant cahier des charges.

D) Modes de calcul.

1° FLEXION : $M/\frac{I}{V} \leq$ taux de travail admis.

2° COMPRESSION :

On utilisera, comme pour le bois, les formules de Rankine-Résal ou d'Euler, suivant le coefficient d'élancement; le coefficient K de la formule Rankine-Résal est égal à $\frac{1}{10^4}$

E = module d'élasticité = 22.000 k/mm².

3° TORSION :

$Mt/\frac{I_o}{v_o} \leq$ taux de travail admis.

θ = angle de torsion = $\frac{Mt \times l}{G \times I_o}$

Mt = moment de torsion,

I_o = moment d'inertie polaire,

G = module de torsion = $\frac{2}{5}$ E,

soit, approximativement, quelle que soit la nuance de l'acier :

$$\frac{2}{5} \times 22.000 = 8.800 \text{ k/mm}^2,$$

l = bras de levier de l'effort de torsion.

4° CISAILLEMENT :

Taux de travail au cisaillement = $\frac{3}{4}$ à $\frac{4}{5}$ taux de travail en traction.

5° FLEXION ET TORSION COMBINÉES :

$$\tau = \frac{3}{8} t_f + \sqrt{\left(\frac{5}{8} t_f\right)^2 + \frac{5}{4} (t_t)^2},$$

t_f, t_t = travail par mm² dû à la flexion, à la torsion.

6° POUR LES TUBES CIRCULAIRES, nous rappelons que :

$$\omega = 0,785 (D^2 - d^2)$$

$$I \cong 0,05 (D^4 - d^4)$$

$$\frac{I}{v} \cong \frac{0,1 (D^4 - d^4)}{D}$$

$$I_o = 2 I; \frac{I_o}{v_o} = \frac{2 I}{v}.$$

E) Résultats d'essais et remarques importantes.

1° *L'espacement des boulons ou rivets dans le métal est le suivant :*

Sur une même ligne ou colonne $\geq 2,5 d$;
entre axes de rivets ou boulons et le bord de la pièce métallique $\geq 1,3 d$
(fig. 126).

On a avantage à disposer les rivets ou boulons en quinconce.

2° *Diamètre de rivets :*

Le diamètre du rivet d est de trois à deux fois l'épaisseur e de la tôle la plus mince à assembler;

Le diamètre relatif $\frac{d}{e}$ est d'autant plus grand que la tôle est de plus faible épaisseur.

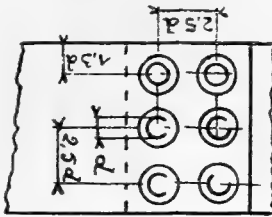


FIG. 126.

3° *Cordes à piano :*

Le bouclage à froid des cordes à piano leur fait perdre une partie de leur résistance.

On trouvera ci-dessous les résultats de nombreux essais.

On adoptera le tendeur dont la résistance indiquée par le tableau standard est égale ou immédiatement supérieure à celle de la corde.

Diamètre		1	1,5	1,8	2	2,3	2,5	2,7
Charge en kg.	Corde simple	171	360	495	600	750	850	1.000
	Corde bouclée	130	252	340	420	525	600	700
Diamètre		3	3,5	4	4,5	5	6	7
Charge en kg.	Corde simple	1.200	1.500	2.000	2.500	2.950	3.825	5.000
	Corde bouclée	840	1.100	1.400	1.750	2.050		

Les cordes de 6 et de 7 ne se bouclent pas à cause de la difficulté que présenterait cette opération; on fait une ligature en fil d'acier doux sur 10 centimètres environ et l'on recouvre de soudure d'étain. Les cordes travaillent ainsi, demi-bouclées, à 85 % de la charge de la corde simple.

4° *Travail à l'appui.* — Dans toute pièce comportant plusieurs éléments rivés, boulonnés, vissés, il y a lieu de tenir compte, non seule-

ment de la résistance au cisaillement du rivet, du boulon ou de la vis, et de la résistance au cisaillement de la pièce traversée par cet organe de fixation, mais *encore de la résistance à l'appui*, appelée aussi résistance à l'écrasement.

A noter que pour les éléments soumis à des efforts alternés (tantôt compression, tantôt traction), on prendra un taux de travail à l'appui = $\frac{\tau}{1,5}$ à $\frac{\tau}{2}$, afin d'éviter le matage et le jeu qui s'ensuivrait, d'où l'intérêt de faire des axes à grand diamètre et creux.

5° *Congés.* — Chaque fois qu'une pièce métallique comporte une brusque variation de section, il y a lieu de prévoir un congé de l'ordre de celui indiqué par le tableau standard des boulons.

6° *Travail des vis et des rivets.* — Ces organes ne doivent travailler qu'au cisaillement et jamais « en tête ». Les boulons seuls peuvent être employés dans ce cas.

7° *Aucune pièce déformée* accidentellement en cours de construction ne doit être utilisée après redressement à froid.

8° *Les boulons verticaux* auront, en principe, la tête placée en haut, les *boulons horizontaux* auront la tête placée vers l'avant.

Les *écrous de blocage* seront freinés.

§ III. — LES ALLIAGES LÉGERS

(Duralumin, Alferium, Alugir.)

A) Généralités.

Les alliages légers doivent la faveur dont ils jouissent à leur faible densité et à leur résistance élevée. Toutefois la soudure de ces alliages n'est pas encore entrée dans la pratique et ne peut être confiée qu'à des spécialistes très avertis; après soudure, il y a lieu de procéder au traitement thermique pour rendre au métal sa résistance,

Leur composition moyenne est la suivante :

Al	94 %
Cu	4 %
Mg	0,5 %
Mn	1 %
Si	0 à 0,6 %.

Leur densité est de 2,8.

B) Traitements.

Les propriétés de ces alliages dépendent de l'équilibre thermique du système ternaire composant : Al, Al² Cu, Mg² Si.

Ils s'emploient soit à l'état *recuit*, soit à l'état *trempe* et *vieilli*.

Le premier mode n'est guère qu'un moyen de fortune lorsqu'on ne dispose ni de four ni de bain : on marque la pièce de duralumin au savon ; lorsque ce dernier noircit, c'est que la température atteinte est de 360° environ ; on refroidit en air calme pendant quatre heures ; le métal est alors très malléable et peut subir facilement des travaux de cambrage, de cintrage, d'emboutissage, mais s'il ne reçoit aucun traitement ultérieur, ses caractéristiques sont les suivantes :

$$R = 20 \qquad E = 7 \qquad A = 20 \, \%$$

Dans une usine convenablement outillée, le métal est, au contraire, utilisé à son maximum de résistance. Il est porté à une température de 480° — 490°, contrôlée au pyromètre, soit dans un bain composé d'azotate de potassium et d'azotate de sodium (bain de nitrates), soit au four électrique ou au four à gaz, puis trempé dans l'eau à 15°. Il est alors malléable pendant huit heures et peut subir les mêmes travaux que dans le cas du recuit, ensuite il reprend peu à peu ses qualités par vieillissement :

$$R = 36 \qquad E = 20 \qquad A = 14 \, \%$$

Le vieillissement s'opère soit à l'air libre, mais il n'est alors complet qu'au bout de quatre jours, soit par immersion dans l'eau bouillante pendant deux heures et le vieillissement se termine à l'air libre dans les quarante-huit heures.

On notera qu'au-dessus de 510°, l'alliage fond et devient inutilisable, d'où l'importance d'avoir des pyromètres précis et de les surveiller. On notera également que l'emploi des bains, au lieu du chauffage électrique ou au gaz, nécessite un décapage minutieux.

Remarque. — Du fait des frais exigés pour l'installation des fours de traitement des métaux, le constructeur amateur devra confier ces pièces à un industriel bien outillé.

C) Emploi et essais.

Les alliages légers s'emploient sous forme de :

BARRES ÉTIRÉES pour décolletage.

Les essais de traction doivent donner les valeurs minima indiquées précédemment.

Toutefois si le diamètre de la barre est supérieur à 45 mm., on tolère :

$$R = 33 \qquad E = 19 \qquad A = 13 \, \%$$

TOLES (T. U.) de 2 m. $\times$ 1 m. $\times$ $\frac{3}{10}$ mm. à $\frac{50}{10}$ mm., utilisées pour la fabrication des ferrures, des nervures, des bords d'attaque et des revêtements (faibles épaisseurs : Wibault par exemple). Les essais de traction doivent donner les valeurs indiquées précédemment.

TUBES (T. U.) ronds, profilés, rectangulaires, dont les dimensions sont données par les tableaux standards d'unification.

Les tubes ronds sont utilisés pour les longerons d'ailes (Junkers), les charpentes de fuselage, d'empennage, etc..., les tubes rectangulaires pour les longerons de voilure (Bréguet, Le O); les tubes torpédos pour les jambes de train, les montants extérieurs. Les essais d'évasement pratiqués sur les tubes circulaires ne doivent pas amener de crique avant une augmentation de diamètre de 10 % (ou de 9 % si l'épaisseur du tube est supérieure à 2 mm.).

Les essais de traction doivent donner les caractéristiques énoncées précédemment.

CORNIÈRES. — PROFILÉS. — Ils font l'objet de standards de dimension (T. U.) ou bien sont fabriqués chez l'avionneur par cambrage de la tôle.

RIVETS. — Les rivets sont recuits et trempés, on les emploie dans les quatre heures qui suivent la trempe.

D) Modes de calcul.

Flexion, Cisaillement, Torsion, mêmes formules que pour l'acier.

En compression, noter que E de la formule d'Euler = 6.700 et K de la formule de Rankine-Résal = 1/3.000 d'où l'emploi assez restreint du duralumin pour les pièces longues comprimées.

E) Résultats d'essais.

L'espacement des rivets est le même que pour l'acier. Le diamètre du rivet est de trois à deux fois l'épaisseur de la tôle la plus mince à assembler, mais le diamètre maximum du rivet est pratiquement de 6 mm. pour les tôles de 30/10 à 50/10. La résistance au cisaillement sur laquelle on peut compter pour les rivets de duralumin est de 25 k/mm². Pour le travail à l'appui, les congés, le mode de travail des rivets, la position des boulons... mêmes remarques qu'au sujet de l'acier § 2 E).

F) Note sur l'alliage spécial Alpac.

Il est analogue, comme composition, au duralumin sauf que la teneur en silicium est de 12 à 15 % et, en aluminium, de 80 % environ.

$$\begin{aligned}\text{Densité} &= 2,6 \\ R &= 16,5 \\ A &= 4 \, \%\end{aligned}$$

Il est seulement employé pour les pièces fondues.

Le duralumin fondu a sensiblement les mêmes caractéristiques que l'alpax.

NOTE SUR L'AVIAL. — Le nouvel alliage léger l'Avial aurait une résistance pratique de 45 k/mm². Le traitement optimum nécessiterait une température de 510-520°.

§ IV. — AUTRES MÉTAUX OU ALLIAGES

A) Aluminium.

Densité 2,6 R { 16 en laminé A = 6 %.
 14 en fondu

L'aluminium s'emploie sous forme de :

Barres pour pièces décolletées telles que poulies de renvoi, boulons de capotage.

Pièces fondues raccords de canalisations (A. M.) supports d'aménagement.

Tubes (T. U.) pour canalisations d'huile, d'essence, d'eau.

Profilés : supports de revêtement de fuselage
et surtout sous forme de

Tôles pour capotage; on utilise alors les tôles

recuites	R = 9 k/mm ²
1/4 dures	R = 12
1/2 dures	R = 14
3/4 dures	R = 16
dures	R = 18.

Les essais de traction faits sur les éprouvettes d'aluminium doivent donner les chiffres indiqués précédemment.

B) Cuivre.

Le cuivre utilisé en aviation doit être pur à 1/1.000 près.

Ses caractéristiques sont :

$\delta = 9$ R = 21 k/mm² A = 34 %.

Il est employé sous forme de :

Tôles de 5/10 à 10/10 pour réservoirs.

Bandes de 2/10 à 3/10 pour éléments de radiateurs. Les essais sur les tôles sont des essais de traction qui doivent donner les caractéristiques précédentes et des essais de pliage dans les deux sens (à 90°) sans gerçure.

Tubes étirés (T. U.) pour canalisations d'essence d'huile, d'eau; pour radiateurs.

Les *essais* d'évasement doivent permettre une augmentation de diamètre de 10 % avant apparition de la première crique.

Fils pour canalisations électriques.

Ceux-ci sont soumis à un essai de traction et à un essai de conductibilité électrique.

C) Laiton.

Le laiton est un alliage de cuivre et de zinc; densité = 8.

Laiton laminé : R = 28; A = 54 %.

Laiton de décolletage : R = 40; A = 21 %.

Il est employé à la confection de corps de tendeurs ou de robinetterie, parfois de poulies de renvoi de câbles et de tubes de radiateurs : sa haute densité le fait de plus en plus éliminer au bénéfice des alliages légers.

D) Bronze.

C'est un alliage de cuivre, d'étain et de zinc ou plomb.

$\delta = 8$ R = 18 A = 8 %.

Il se caractérise surtout par un très faible coefficient de frottement, au contact des produits sidérurgiques et l'usure s'effectue toujours aux dépens du bronze; son emploi est donc général pour les paliers de roulement avec axes d'acier lorsqu'on ne fait pas appel aux roulements à billes.

E) Bronze d'aluminium.

Le bronze d'aluminium ou cupro-aluminium contient 90 % de cuivre et 10 % d'aluminium; densité = 7,5.

On l'utilise à l'état recuit ou trempé.

Ses caractéristiques moyennes sont, dans les deux cas :

R = 45 à 50 E = 20 A = 50 à 45 %

ou à l'état écroui.

Ses caractéristiques deviennent alors, en moyenne :

R = 60 E = 50 A = 30 %.

Ses principales qualités sont : son inoxydabilité à l'eau de mer et aux acides;

sa résistance aux efforts alternés et aux vibrations;
son chaudronnage facile sous forme de tôles de 2/10 à 5/10.

Par contre, la soudure est assez délicate.

On l'emploie pour les réservoirs et il semble que son utilisation pourrait être avantageusement étendue aux chapes et axes de gouvernes et de bâtis-moteurs.

F) Alliages très légers.

Ces alliages sont à base de magnésium :

$$\begin{array}{lcl} \text{Mg } 95 \% & \text{Si} + \text{Al} + \text{Zn} = 5 \% & \\ \text{Densité} = 1,9 & \text{R} = 22 & \text{A} = 7 \%. \end{array}$$

Leur grande légèreté les fait adopter lorsque l'on est obligé d'employer des masses importantes bien que le travail soit relativement faible, c'est-à-dire pour $\frac{F}{\omega}$ petit; par exemple : cales, carters, pieds de mâts.

$$\text{Le rapport } \frac{\text{résistance}}{\text{densité}} = \frac{1,9}{22} = 0,086.$$

est à peu près comparable à celui du duralumin $\frac{2,8}{36} = 0,078$.

Leur prix de revient est la principale cause du peu de succès dont ils jouissent, mais non l'altérabilité à l'air comme on l'a souvent prétendu.

§ V. — TOILES ET FILS

A) Généralités.

Les avantages de la toile sont sa légèreté, sa facilité de pose et de remplacement; le poids d'un revêtement en métal est, en effet, sensiblement plus considérable et son emploi, malgré l'avantage d'une meilleure conservation, ne présente un réel intérêt que si on le fait concourir effectivement à la résistance de l'ensemble; le revêtement en bois enduit et verni semble assez séduisant à première vue, mais l'expérience a prouvé qu'en service régulier, comme dans une Compagnie de navigation, l'altération du bois est aussi rapide que celle de la toile, alors que le remplacement est sensiblement moins simple; on arrivera sans doute à trouver des enduits qui rendront le contreplaqué pratiquement imputrescible. Toujours est-il que ces diverses considérations font encore actuellement adopter la toile pour un grand nombre d'avions.

Les toiles employées en aviation pour les revêtements de fuselages et de plans sont exclusivement des toiles de lin (la soie ayant été reconnue comme trop peu résistante et le coton comme prenant mal l'apprêt; les marouflages se font toutefois généralement en toile de coton).

B) Emploi et essais des toiles.

Les toiles de lin se présentent en pièces de 1 m. de largeur minimum et de 70 m. de longueur, décaties à l'eau chaude et non calandrées.

Il existe deux qualités de toiles :

M. R. ou moyenne résistance,

H. R. ou haute résistance pour les appareils rapides (chasse et course).

Les essais effectués sur les toiles sont les suivants :

— *Examen superficiel*; ni salissure, ni défaut extérieur (coupure, manque prononcé), ni odeur de moisi ou d'aigre.

— *Examen microscopique*; aucune fibre étrangère; nombre de fils au centimètre en chaîne et en trame : 28 à 32, la différence devant être égale au plus à 2 pour l'ensemble d'une même pièce.

— *Pesée*; on découpe au calibre deux éprouvettes de 20 cm. de côté, le poids au m² doit être :

≤ 165 gr. pour M. R.

≤ 200 gr. pour H. R.

les éprouvettes sont ensuite chauffées à l'étuve à 110° pendant deux heures, puis ramenées à la température ordinaire dans un dessicateur, le poids accusé doit être :

≤ 150 gr. pour M. R.

≤ 180 gr. pour H. R.

Traction. — Deux éprouvettes de 200 mm. × 60 mm., une sur chaîne, l'autre sur trame sont découpées et effilochées à 200 × 50, immergées pendant deux heures et séchées au buvard, puis placées entre les mordaches d'une machine de traction (longueur libre = 100 mm. (fig. 127).

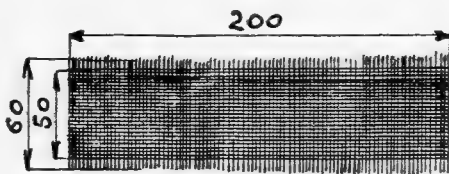


FIG. 127.

On doit avoir :

Résistance ≥ 100 k. pour M. R.

≥ 150 k. pour H. R.

ce qui correspond, pour un mètre de largeur, à :

≥ 2.000 k. pour M. R.

≥ 3.000 k. pour H. R.

— *Poids d'apprêt.* — Après épuisement de l'apprêt par l'eau, on doit constater que le poids de ce dernier est $\leq 1,5 \%$ du poids de la toile sèche.

— *Analyse chimique.* — L'analyse chimique ne doit révéler ni acide, ni chlorure, ni hyperchlorite, ni produit nitré, ni sulfate, ni gélatine, ni suif, ni paraffine.

Remarque. — Les chiffres de résistance trouvés sur l'éprouvette mouillée seraient diminués de 25 % environ si on faisait l'essai sur éprouvette sèche (mais l'enduisage augmente de 25 % la résistance de la toile), d'autre part, au bout de cent heures de vol, une toile de revêtement, même abritée du soleil et des intempéries perd environ 25 % de sa résistance primitive; on peut tolérer, avant réentoilage, jusqu'à 50 % de perte de résistance; au delà, la toile n'accuse plus de souplesse, ne revient plus après une pression de la main; on vérifie sa résistance par prélèvement de rondelles d'essai, en particulier aux environs du 1/3 avant de l'aile, c'est-à-dire vers le maximum de poussée : l'avion est à réentoiler si la résistance vérifiée est inférieure à la moitié de celle de la toile neuve.

C) Fils.

Les fils employés en aviation sont des fils de pur lin, écrus.

On distingue :

1° Le fil à machine qui sert à coudre les toiles entre elles; il doit accuser : à la pesée 20 gr. au maximum pour 100 m. et à la traction 3 k. au minimum.

2° Le fil à larder, qui sert à fixer les toiles sur les nervures ou sur les treillis de fuselage.

Il doit accuser : à la pesée, 70 gr. au maximum par 100 m. et à la traction, 15 k. au minimum.

Les lagages se font avec du fil fouet dont $R \geq 25$ k.

L'examen microscopique ne doit révéler la présence d'aucune fibre étrangère.

§ VI. — ENDUITS, VERNIS, PEINTURES

A) Enduits.

Les enduits sont utilisés pour tendre la toile, en augmenter la résistance (de 25 % environ), la rendre imperméable aux agents atmosphériques et aux ingrédients, en diminuer la traînée.

Les enduits sont à base d'acétocellulose dissoute et diluée.

Ils sont de plusieurs sortes :

Enduits d'impression et à lisser (fluide).

— incolores	} visqueux
— colles	
— colorés	

Les enduits sont étendus sur la toile dans des salles chauffées à 18° environ (pour éviter que l'enduit ne s'étale en plaques blanchâtres) et ventilées. (pour éviter l'empoisonnement du personnel), on utilise soit le pinceau plat ou queue de morue, soit le pistolet.

Pour un enduisage incolore, on passe :

- 1 couche d'enduit d'impression,
- 2 — — incolore,
- 1 — — à lisser,

en ayant soin d'attendre huit heures entre chaque couche et de poncer les surfaces après application de la 2^e et de la 3^e couche.

Pour un enduisage pigmenté, on passe :

- 1 couche d'enduit d'impression
- 1 — — incolore,
- 2 — — coloré.

Le poids d'enduit utilisé par m² est au total de 1 k. dont la plus grande partie s'évapore.

PROPRIÉTÉS ET ESSAIS DES ENDUITS.

- Densité 0,85 à 0,95.
- Composition chimique : absence de toute matière chlorée, nitrée ou acide pouvant attaquer la toile.
- La pellicule déposée sur une toile tendue sur cadre et convenablement enduite, doit être, après huit heures, sèche et inadhérente au doigt.
- Le poids de la toile ne doit pas être augmenté de plus de 100 gr./m² (enduit incolore),
140 gr./m² (enduit pigmenté).
- La tension doit être augmentée de 300 à 400 k. par mètre de largeur.
- Un essai d'inflammabilité de toile enduite et sèche doit montrer que la combustion ne se propage pas plus vite sur l'enduit que sur la toile; après extinction de la flamme, l'éprouvette ne doit pas charbonner.
- L'essai d'enduit se fait aussi sur plaque de verre : 20 cm², étendus par coulage, sont versés sur une plaque 13 × 18; après vingt-quatre

heures ($\theta = 15^\circ$, hygrométrie faible), la pellicule est détachée; elle doit être transparente et homogène et sans trainée blanche pour les enduits incolores; elle doit être de ton uniforme pour les enduits pigmentés; elle doit se plier à 180° sans criquer; elle doit se rompre d'un seul coup sous un effort de traction.

B) Vernis.

Les vernis sont à base d'huile végétale et de gomme.

Ils sont employés sur la toile comme précaution supplémentaire : protection contre les précipitations atmosphériques, lissage pour réduire la trainée.

Ils sont employés sur les métaux ou les bois comme protection contre l'humidité et les agents corrosifs extérieurs.

Les conditions favorables d'emploi sont : température 15° , hygrométrie faible.

Les vernis sont passés au pinceau ou au pistolet; pour les bois et métaux, le mode d'enduisage peut être le trempé au bac.

PROPRIÉTÉS ET ESSAIS. — Le vernis doit être imperméable : une bille de cœur de hêtre sec de 4 cm. de diamètre (ou un cube de 3 cm. de côté) est enduite, séchée, pesée puis trempée dans l'eau pendant quarante-huit heures; l'augmentation de poids doit être inférieure à 1/100.

Le vernis doit être souple; l'essai se fait soit sur une pellicule détachée d'une plaque de verre, comme pour les enduits, soit en enduisant un contreplaqué (vernis pour bois) que l'on pliera avec un rayon de 100 mm., soit en enduisant une plaque de tôle (vernis pour métaux), que l'on pliera sur un rayon de 2 mm. : on ne doit constater aucune criquer.

Le vernis doit être ininflammable, c'est-à-dire ne pas fuser au Bunsen et, retiré de la flamme, cesser de brûler.

Le vernis doit résister à l'eau douce et aux ingrédients (huile et essence).

(Les vernis pour hydravions sont soumis à des essais spéciaux).

C) Peintures.

Les peintures sont des vernis colorés par des sels métalliques.

Les propriétés et les essais des peintures sont les mêmes que ceux des vernis.

On vérifiera toutefois en plus, lors de l'essai de pellicule sur verre, que le ton est bien uniforme.

§ VII. — COLLES

Les colles sont utilisées pour l'assemblage des pièces de bois (colles fortes, colles à la caséine) ou pour le collage des plis de contreplaqué (colles à la fibrine).

COLLES FORTES. — Les colles fortes sont à base de gélatine d'os, de cornes, de peaux et se présentent sous forme de plaques transparentes, jaune clair.

Pour les préparer on mélange 40 parties de colle à 60 parties d'eau et l'on chauffe au bain-marie jusqu'à obtenir une consistance visqueuse; la solution se conserve douze heures. On l'emploie à 70° environ dans un atelier chauffé à 30° ou bien on réchauffe les pièces à la table ou au fer à 30°; les pièces à assembler ont été brettées au rabot spécial; après application, on serre fortement les pièces entre elles pendant douze heures et on peut utiliser l'assemblage après quarante-huit heures; on insolubilise enfin les joints au formol.

COLLES A LA CASÉINE. — Toutes ces précautions de température ne laissent pas que d'être gênantes pour une fabrication rapide; aussi préfère-t-on à la colle forte la colle à base de caséine; c'est une poudre blanche fine ou grenue mais passant à la maille de 2 mm.; on la dissout à froid dans un minimum d'eau, environ son volume et on obtient un liquide fluide qui peut se conserver douze heures.

Après assemblage les pièces sont serrées et le séchage dure quarante-huit heures.

FIBRINE. — La fibrine ou colle de sang contient 80 % d'albumine soluble; elle se présente sous forme de lamelles noires; elle n'est employée que pour le collage entre eux des plis de contreplaqué.

ESSAIS. — Les essais sur les collages sont des essais d'adhérence au moyen d'éprouvettes spéciales et des essais d'insolubilité par immersion prolongée au bout desquels les pièces collées ne doivent pas se détacher à la main.

§ VIII. — CAOUTCHOUC

Le caoutchouc provient du dépôt de la sève de certaines plantes tropicales. A l'état naturel, il perd rapidement son élasticité; aussi le « vulcanise »-t-on par addition de 1,5 % de soufre.

En aviation, le caoutchouc s'emploie sous forme d'extenseurs, de pneumatiques et chambres à air, de tubes durites, de caoutchouc-mousse.

A) Extenseurs.

Les extenseurs sont constitués d'un assemblage de fils à section carrée de caoutchouc pure gomme et soufre, de 1 mm. de côté, en nombre fixé par le tableau standard, recouverts d'une tresse en fil glacé noir avec deux filets colorés, distinctifs du type d'extenseurs.

Ils sont utilisés comme amortisseurs de train d'atterrissage et de béquille, comme suspension d'instruments de bord, comme rappels élastiques de support de mitrailleuse ou de plans fixes...

ESSAIS. — Les essais sur extenseurs consistent en un essai de gaine, laquelle ne doit se détériorer que très difficilement par frottement et en essais divers exécutés un mois après la fabrication :

— Essai d'étirement. Un brin de 32 cm. est prélevé; deux repères, distants de 20 cm., sont tracés; on étire à 100 %, c'est-à-dire jusqu'à ce que la distance entre repères soit de 40 cm.; on ne doit constater ni rupture, ni craquement de la tresse ou du caoutchouc; à la 3^e traction à 100 %, on lit l'effort (qui doit correspondre au tableau); après dix minutes de repos, la distance entre repères doit être au plus de 202 mm.

— La pesée est ensuite effectuée et le poids doit correspondre au tableau.

Nos	Tension en k pour une extension de 100 %		Nombre de fils de gomme	Poids au mètre en grammes		Couleur des filets	Diamètre approximatif en mm.
	mini-mum	maxi-mum		mini-mum	maxi-mum		
30	30	40	135	70	80	Vert	10
75	75	90	270	120	135	Rouge	13
125	125	150	450	170	190	Jaune	15
180	180	220	630	220	245	Bleu clair	18

Les graphiques k. et kgm. en fonction de l'allongement sont donnés II^e Partie, chapitre 3.

B) Pneumatiques et chambres.

Les pneumatiques d'avions sont destinés à travailler à l'écrasement bien plutôt qu'au frottement, aussi sont-ils particulièrement riches en gomme (toiles enduites de dissolution noyées dans la gomme). Les dispositifs dits indéjanteables (à tringles ou autres) sont spécialement recommandés.

Les chambres à air sont constituées par une feuille de para très souple enroulée sur mandrin, soudée suivant une génératrice par de la dissolution; le boudin obtenu a ses extrémités rapprochées, soudées et manchonnées.

Les pneumatiques et chambres, montés sur roues, sont essayés, à raison d'un ensemble par lot de 20, à l'aplatissement et au choc; les chiffres à obtenir sont donnés par le Tableau Standard et reproduit II^e Partie, chapitre 3.

De plus, le constructeur d'avions pourra exiger sur l'ensemble pneumatique-chambre un essai à une pression double de la pression de gonflement et sur la chambre seule, un essai d'étanchéité à la pression de 250 grammes.

C) Durites.

Les durites sont des tubes-raccords pour les canalisations d'huile et d'eau; ils sont interdits pour l'essence.

Ils sont constitués d'une robe externe et d'une robe interne en matière caoutchoutée séparées par deux ou quatre épaisseurs de toile de coton caoutchoutée.

Les dimensions du commerce sont les suivantes :

Diam. en mm.	6 × 11	8 × 13	10 × 15	12 × 17	14 × 20	16 × 22
Nombre de toiles.....	2	2	2	2	2	2
Poids k. par m.....	0,18	0,21	0,25	0,29	0,39	0,42

Diam. en mm.....	18 × 24	20 × 28	25 × 33	30 × 39	35 × 44	40 × 50
Nombre de toiles.....	2	4	4	4	4	4
Poids k. par m.....	0,46	0,50	0,68	0,88	1,10	1,35

Les tubes durites doivent être fermes, souples, homogènes et bien résistants aux agents physiques et chimiques. Les essais sont les suivants :

— La souplesse est caractérisée par le nombre n de pliages à 180° pour les tubes de D int. ≤ 10 mm.

et à 90° pour les tubes de D int. > 10 mm.

n doit être ≥ 10 , sans crique ni détérioration.

— Les immersions suivantes ne doivent pas altérer la souplesse, ni causer de détérioration, ni modifier le poids et le diamètre au-delà des tolérances ci-dessous indiquées :

— Immersion dans l'eau à 80° pendant vingt-quatre heures, puis dans l'eau à la température ambiante pendant douze heures :

Tolérance sur P + 6 %;

— D + 2 %.

— Immersion dans l'essence pendant vingt-quatre heures :

Tolérance sur P + 28 %.

— D ± 20 %.

— Immersion dans l'huile minérale à 80° pendant douze heures, puis dans l'huile minérale à la température ambiante pendant douze heures :

Tolérance sur P + 10 %,

— D ± 10 %.

Caoutchouc-mousse.

Le caoutchouc-mousse est obtenu en emprisonnant des bulles d'air dans du caoutchouc, on a ainsi une matière poreuse, beaucoup plus légère que l'eau, très souple qui constitue en même temps un absorbeur de vibrations et de chocs, un isolant thermique, électrique et acoustique.

Le caoutchouc-mousse est utilisé pour les coussins, les garnitures d'habitacles, les revêtements de cabine, les joints de capots, etc...

CHAPITRE II

APPLICATIONS

Connaissant, d'une part, les efforts dans les différents éléments d'un avion et, d'autre part, les propriétés, résistance et modes de calcul des matériaux à utiliser, on peut maintenant entrer dans la phase suivante de l'étude qui est la synthèse des précédentes, c'est-à-dire « traduire les efforts trouvés en une certaine quantité de matériau employé de la façon la plus judicieuse ». L'ingéniosité de chacun et son acquit visuel jouent là un très grand rôle. Comme secours, il existe une assez abondante documentation fournie par certaines revues, « *L'Air* » par exemple, et principalement « *L'Aéronautique* » dont les croquis perspectifs sont complets et très explicites. Certains albums de dessins, en particulier allemands, tchéco-slovaques, polonais, contiennent d'intéressantes planches de construction.

Mais la loi du progrès exige que cette documentation ne supplée pas à tout effort inventif.

Rappelons en passant que trois règles doivent guider le constructeur dans ses réalisations :

Simplicité — Solidité — Légèreté.

A) CELLULE D'AVION EN BOIS

Nous reportant à l'exemple précédemment traité (II^e Partie, chapitre I^{er}), nous connaissons les efforts dans toutes les pièces de la voilure.

Un dessin d'ensemble en plan (où ne figurent que les axes) donne les cotes principales (fig. 128).

1° Constitution et calcul du longeron AV.

Plaçons devant nos yeux l'épure de flexion et des efforts tranchants, puis résumons sur un même tracé les efforts en bout : efforts *l. l.* dus à la tension de la toile, charges de compression C_1 constante, entre A et B, et entre B et B'; charges de compression variables C_2 dues à l'effort en plan (fig. 129).

Le longeron peut affecter plusieurs formes que l'on résumera

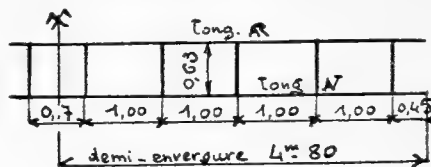


FIG. 128.

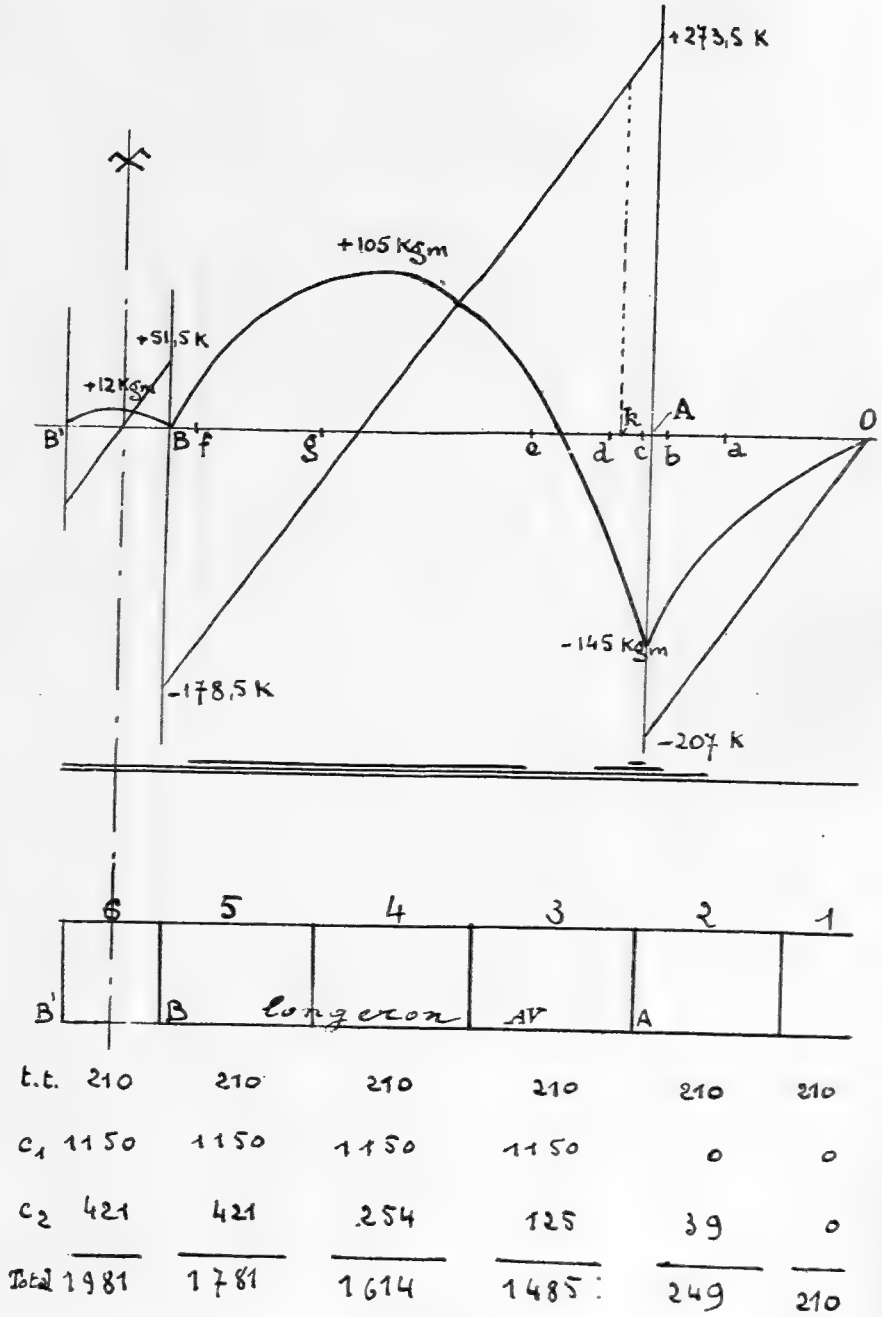


FIG. 129.

sous trois aspects différents, pouvant chacun comporter des variantes (fig. 130).

Le premier et le deuxième mode conduisent à une épaisseur d'âme assez élevée, 5 mm. minimum, d'abord pour éviter toute rupture en

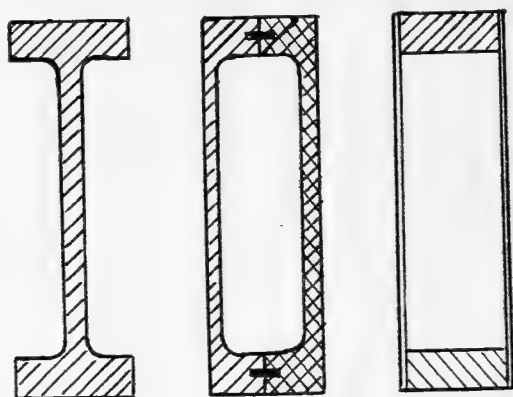


FIG. 130.

cours de manipulation, ensuite parce que le taux de travail d'une pièce toupillée est diminué par suite des fibres tranchées.

Le premier mode est toutefois d'exécution assez simple.

Pour des raisons de gain de poids, on adoptera le système caisson qui a sans doute aussi l'avantage de la robustesse.

Les flasques seront en contreplaqué d'okoumé et les semelles en grisard pour des raisons d'économie.

(Voir, chapitre précédent, les caractéristiques de résistance de ces matériaux.)

Le longeron devant s'inscrire dans le profil 70 A (1), de profondeur = 1 m. 40, la hauteur est sensiblement déterminée, soit, pour le longeron AV, 132 mm. (si l'on tient compte de l'épaisseur des chapeaux de nervure).

(1) Cotes du profil 70 A de 0^m,15 de profondeur (selon B. T. n° 12) :

a = division de la corde du profil à partir du bord d'attaque;

b = hauteur de l'extrados à partir de la corde en mm.;

c = — l'intrados — — —

a	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
b	2,5	14	17,9	19	18,3	17,2	15	12	8,5	4,5	0
c	2,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Pour une corde de 1 m. 40, les valeurs de b et de c sont à multiplier par $\frac{140}{15} = 9,333$.

Quant à la largeur, afin qu'il n'y ait aucune tendance au déversement, on adopte une largeur $\geq 20\%$ de la hauteur, soit dans notre cas 26,4 mm. au minimum, que nous arrondirons à 30 mm. (fig. 131).

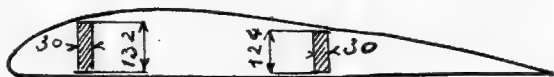


FIG. 131.

Vérifions d'abord grossièrement que cette largeur de semelle ne conduit pas à des épaisseurs exagérées : ne considérant que la flexion, on a, par un calcul rapide :

$$\frac{M_{\text{maximum}}}{\text{hauteur}} = \left\{ \begin{array}{l} \text{compression} \\ \text{traction} \end{array} \right\} = \frac{145.000}{132} = 1.100 \text{ k.}$$

ou, à 3 k/mm², la compression exige $\frac{1.100}{3} = 366 \text{ mm}^2$, soit, pour une largeur de 30, une épaisseur $= \frac{366}{30} = 12,2 \text{ mm.}$

Vérifions l'épaisseur des parois par un même calcul rapide : entretoisant les flasques intérieurement de telle sorte qu'ils résistent à un effort tranchant de 80 k/cm² de section, nous avons :

$$\frac{T_{\text{maximum}}}{80} = \frac{273,5}{80} = 3,4 \text{ cm}^2 \text{ nécessaires.}$$

Or, la hauteur utile (hauteur totale diminuée de l'épaisseur des semelles) = 132 — (2 × 12,2) = 107,6 mm., ou, pour les deux flasques : 21,5 cm., l'épaisseur maxima nécessaire sera donc :

$$\frac{3,4}{21,5} = 0,158 \text{ soit } 16/10 \text{ de mm.}$$

Ces deux quantités : épaisseur des semelles, épaisseur des parois sont contrôlées avec exactitude par les calculs suivants :



FIG. 132.

a) CALCUL DES SEMELLES. — Au lieu de calculer en un grand nombre de points l'épaisseur de semelle nécessaire, nous pouvons en éliminer une certaine quantité en partant, dès l'abord, de l'épaisseur minima à admettre (soit 6 mm.) pour éviter des ruptures en cours de manutentions et permettre le clouage des nervures (fig. 132).

Dans la partie en porte à faux, nous avons une compression maxima de 249 k. pour une longueur libre maxima de 1 m.; en effet, nous estimons que les nervures sont bien un arrêt de flambage dans le sens avant arrière, mais il est prudent de ne pas compter sur leur action dans le sens haut-bas et d'évaluer la longueur libre entre entretoises.

Réservant la hauteur libre des flasques pour l'effort tranchant, il reste pour la flexion et la compression.

$$\omega = 6 \times 2 \times 30 = 360 \text{ mm}^2.$$

$$I = b \frac{(h^3 - h'^3)}{12}, \text{ soit, en cm., } \frac{3 (13,2^3 - 12^3)}{12} = 142 \text{ cm}^4 = 142 \times 10^4 \text{ mm}^4.$$

Le coefficient de Rankine-Résal,

$$1 + \frac{K l^2 \omega}{I} = 1 + \frac{1.000^2 \times 360}{10^4 \times 142 \times 10^4} = 1,025.$$

Le travail dû à la compression maxima dans la travée :

$$\frac{249 \times 1,025}{360} = 0 \text{ k. } 71.$$

Or, le taux maximum = 3 k., c'est-à-dire que la compression exige

$$\frac{0,71}{3} = 23,7 \% \text{ de la résistance maxima.}$$

Il reste pour la flexion $100 - 23,7 = 76,3 \%$ à utiliser, c'est-à-dire que :

$$\frac{M}{2 I/h^{4/3}} \text{ doit être au plus égal à } 0,763 \times 900 = 687,$$

900 étant le taux de la flexion spécifique du grisard, or :

$$2 I = 2 \times 142 \text{ cm}^4$$

$$h^{4/3} = 13,2^{4/3} = \sqrt[3]{13,2^4} = 31,1$$

$$\frac{2 I}{h^{4/3}} = \frac{284}{31,1} = 9,1$$

d'où M admissible = $9,1 \times 687 = 6.250 \text{ k/cm.} = 62,5 \text{ kgm.}$

Une telle ordonnée, mesurée sur l'épure de flexion, correspond à une abscisse de 88 cm. à partir de l'extrémité, c'est-à-dire, que sur cette longueur, pratiquement 85 cm. de 0 en a, on se contentera de l'épaisseur de semelle de 6 mm., et à partir de là, on collera une deuxième semelle de 6 mm. prolongée par un biseau de 30 mm. (cinq fois l'épaisseur) (fig. 133).



FIG. 133.

La section devient double (fig. 134) :

$$\omega = 720 \text{ mm}^2$$

$$I \text{ devient } \frac{3 (13,2^3 - 10,8^3)}{12} = 260 \text{ cm}^4.$$

La compression fera travailler les semelles à environ la moitié du taux précédent, l'effort étant le même, la section double et le coefficient correctif également très voisin de 1, soit : travail à la compression = 12 %.

Le moment admissible =

$$M = \frac{2 \times 260}{31,1} \times (1 - 0,12) \times 900 = 13.500 \text{ k/cm.} = 135 \text{ kgm.}$$

valable jusqu'à 5 cm. de l'attache du mât, de *a* en *b*. A partir de ce point, une nouvelle épaisseur sera nécessaire (se reporter à figure 129).

Examinons maintenant ce qui se passe par les travées suivantes :

Nous avons exposé le mode de calcul qui consiste à additionner en % l'effort en bout ou axial et l'effort de flexion. Il serait loisible d'employer continuellement le même procédé de calcul; mais nous pouvons simplifier encore en remarquant que le coefficient additionnel de Rankine-Résal ($k^2\omega/I$) est, dans notre cas, très faible par rapport à l'unité.

Conservons ce coefficient et calculons séparément les épaisseurs nécessaires à la compression et à la flexion.

Dans la travée 3, la compression exige

$$\frac{1.485 \times 1,025}{2 \times 30 \times 3} = 8,5 \text{ mm. par semelle.}$$

Trois épaisseurs, soit 18 mm., laissent pour la flexion (fig. 135) :

$$18 - 8,5 = 9,5 \text{ mm. d'épaisseur.}$$

d'où
$$I_n = \frac{3 (13,2^3 - 11,3^3)}{12} = 215 \text{ cm}^4;$$

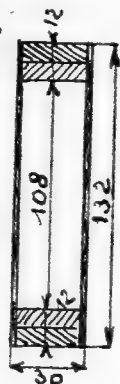


FIG. 134.

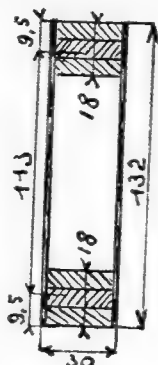


FIG. 135.

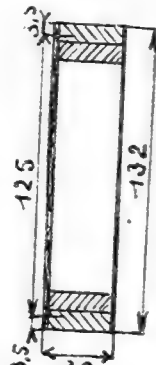


FIG. 136

$$M. \text{ admissible } = \frac{2 \times 215}{31,1} \times 900 = 12.500 \text{ k/cm.} = 125 \text{ kgm.}$$

valable de *c* jusqu'à la fin de la travée; de A en *c* il y aurait donc lieu d'ajouter une surépaisseur.

Vérifions toutefois si l'on ne peut pas faire une économie d'épaisseur dans la zone de faible flexion.

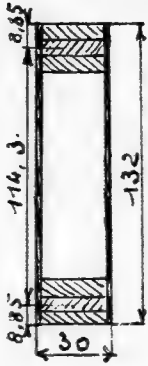


FIG. 137.

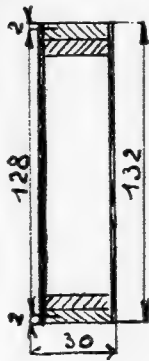


FIG. 138.



FIG. 139.

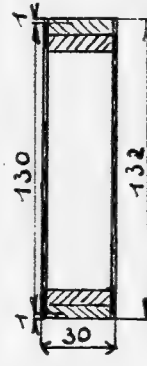


FIG. 140.

Deux épaisseurs, soit 12 mm. laissent pour la flexion $12 - 8,5 = 3,5$ mm. (fig. 136).

$$I_n = \frac{3 (13,2^3 - 12,5^3)}{12} = 87,5 \text{ cm}^4.$$

$$M. \text{ admissible } = \frac{2 \times 87,5}{31,1} \times 900 = 5.070 \text{ kg/cm} = 50,7 \text{ kgm.}$$

On voit donc que cette épaisseur est admissible de *d* en *e* (fig. 129).

Dans la travée 4, la compression exige :

$$\frac{1.614 \times 1,025}{30 \times 32} = \frac{1.650}{180} = 9,15 \text{ mm.}$$

Trois épaisseurs, soit 18 mm., laissent pour la flexion (fig. 137) :

$$18 - 9,15 = 8,85 \text{ mm. d'épaisseur;}$$

$$I_n = \frac{3 (13,2^3 - 11,43^3)}{12} = 200 \text{ cm}^4;$$

$$M. \text{ admissible } = \frac{2 \times 200}{31,1} \times 900 = 11.500 \text{ k/cm.} = 115 \text{ kgm.}$$

valable sur toute la travée 4.

Dans la travée 5, la compression exige :

$$\frac{1.781 \times 1,025}{2 \times 30 \times 3} = 10 \text{ mm. d'épaisseur.}$$

Deux semelles, soit 12 mm. laissent pour la flexion :

$$12 - 10 = 2 \text{ mm. d'épaisseur (fig. 138);}$$

$$I_n = \frac{3 (13,2^3 - 12,8^3)}{12} = 50 \text{ cm}^4;$$

$$M. \text{ admissible} = \frac{2 \times 50 \times 900}{31,1} = 2.900 \text{ k/cm.} = 29 \text{ kgm.}$$

valable de B en *f*, sur 15 cm. d'envergure.

Vérifions si trois semelles suffisent de *f* en *g* (fig. 139) :

$$I_n = \frac{3 (13,2^3 - 11,6^3)}{12} = 187 \text{ cm}^4.$$

$$M. \text{ admissible} = \frac{2 \times 187}{31,1} \times 900 = 10.800 \text{ k/cm.} = 108 \text{ kgm.}$$

valable de *f* en *g*.

Dans le longeron de cabane, la compression exige :

$$\frac{1.981}{3 \times 30 \times 2} = 11 \text{ mm. d'épaisseur.}$$

Deux épaisseurs laissent pour la flexion :

$$12 - 11 = 1 \text{ mm. d'épaisseur (fig. 140).}$$

$$I = \frac{3 (13,2^3 - 13^3)}{12} = 25 \text{ cm}^4;$$

$$M. \text{ admissible} = \frac{2 \times 25 \times 900}{31,1} = 1.500 \text{ k/cm.} = 15 \text{ kgm.}$$

valable pour toute la travée.

La répartition des semelles est donnée sur la figure au début du chapitre.

b) CALCUL DES FLASQUES. — Nous emploierons du contreplaqué de 1,6. Si l'épaisseur des semelles est 18 mm., il reste comme hauteur de flasques à faire entrer dans le calcul d'effort tranchant :

$$132 - (2 \times 18) = 96 \text{ mm. de hauteur,}$$

$$\text{section} = 2 \times 96 \times 1,6 = 307 \text{ mm}^2 = 3,07 \text{ cm}^2.$$

En entretoisant au moyen de diaphragmes de telle façon que le côté de chaque maille soit au plus de $1,6 \times 80 = 128 \text{ mm.}$ nous pouvons compter sur 80 k/cm^2 .

$$\text{soit : } 80 \times 3,07 = 246 \text{ k.,}$$

c'est-à-dire que cette épaisseur sera suffisante sur toute l'envergure du longeron, sauf de *k* en A, soit sur 20 cm.; sur cette distance, nous renforcerons les flasques par une surépaisseur de contreplaqué de 1,2 mm.

d'ailleurs dans la région du maximum d'effort tranchant, l'épaisseur des semelles est de $4 \times 6 = 24$; la hauteur utilisable pour l'effort tranchant n'est donc que de

$$132 - (2 \times 24) = 84 \text{ mm.},$$

section = $84 \times (1,6 + 1,2) \times 2 = 470 \text{ mm}^2 = 4,7 \text{ cm}^2$; effort tranchant admissible = $4,7 \times 80 = 376 \text{ k} > 273,5$, chiffre maximum relevé sur l'épure.

Les petits diaphragmes seront donc placés tous les 125 mm.; ils seront en planchette de 5 mm.

On établira le dessin définitif du longeron ainsi que le poids après détermination des ferrures, car nous serons alors fixés sur la largeur des remplissages à introduire dans l'intérieur du caisson.

Remarque I. — Un autre procédé de fabrication permettrait une légère économie de poids : semelles à épaisseur régulièrement variable taillées dans une même planche; on a évidemment plus de chute et ce procédé applicable dans notre cas, le serait difficilement pour des semelles épaisses, car on n'est jamais certain d'avoir un bois sain en grande profondeur.

Remarque II. — Les entures, s'il y a lieu, s'établissent sur une longueur égale à douze fois l'épaisseur et sont contrariées. Après collage, on passe les nervures et l'on maroufle les joints.

2° Entretoises et croisillons.

L'épure de Crémona (V. II^e partie, page 14) nous indique les charges dans les croisillons et entretoises (fig. 141).

Il est entendu que ces croisillons sont doublés : un plan de croisillonnement supérieur, un plan de croisillonnement inférieur.

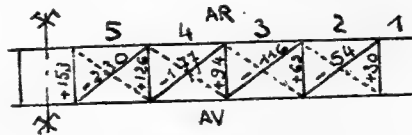


FIG. 141.

Une double corde de 1 mm. bouclée donne (Voir chapitre 1^{er}, *Les aciers*) :

$2 \times 130 = 260 \text{ k.}$ résistance suffisante pour toutes les travées (les cordes inverses seront de même diam.).

Quant aux entretoises, il ne suffira pas de les calculer au plus grand effort indiqué par l'épure; elles reçoivent, en effet, des surcharges du fait

de la tension initiale des croisillons inverses; or, cette tension peut être évaluée, facteur de charge compris, à la $1/2$ charge de rupture.

Considérons, par exemple, l'entretoise séparant la travée 4 de la travée 5; sa charge maxima = 126 k. indiqués par l'épure. Voyons si, du fait de la tension initiale, cette traverse n'a pas à subir une charge

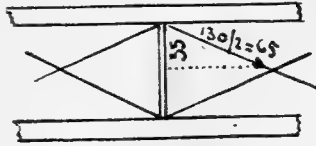


FIG. 142.

plus élevée : chaque semelle supporte, au repos, la composante de la traction initiale des quatre cordes, or cette traction est évaluée à la $1/2$ charge de rupture, soit $\frac{130}{2} = 65$ k. par corde, dont la projection sur l'entretoise est égale à 35 k. (fig. 142).

Soit pour l'entretoise entière (deux semelles) $2 \times 4 \times 35 = 280$ k. > 126 k. Le calcul se fera pour 280 k.

Une entretoise en bois peut s'envisager sous les formes suivantes (fig. 143) :

ou en treillis, ou en caisson avec flasque de contreplaqué, ou en bois toupillé, ou en double T avec âme en contreplaqué; le premier cas étant réservé aux fortes charges et le dernier aux faibles charges ; parfois les entretoises sont des nervures plus fortes.

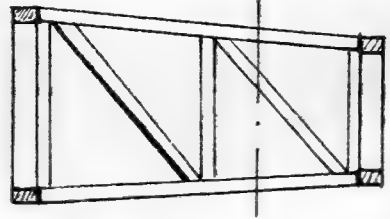


FIG. 143.

Nous utiliserons la forme en double T, les semelles venant prendre appui, avec interposition des petites ferrures de croisillonnage, sur les semelles du longeron; les semelles d'entretoise seront d'un échantillonnage $h = 10$, $l = 15$; la hauteur du longeron AV étant 132 mm., celle du longeron AR étant 124 mm., la hauteur de l'entretoise ira en décroissant régulièrement de

132 à 124, soit pour le milieu de l'entretoise (section du plus grand flambage) 128 mm. (fig. 144).

$$\omega = 2 \times 15 \times 10 = 300 \text{ mm}^2$$

$$I = \frac{(128 - 108) \times 15^3}{12} = 5.600 \text{ mm}^4$$

$$l = \text{distance entre axes des longerons moins 30 mm. de largeur.} \\ = 630 - 30 = 600 \text{ mm.}$$

Le coefficient $1 + \frac{Kl^2 \omega}{I} = 1 + \frac{600^2 \times 300}{10^4 \times 5.600} = 2,93.$

La fatigue au flambage $= \frac{280 \times 2,93}{300} = 2 \text{ k. } 78 < 3.$

Les extrémités sont terminées par des baguettes d'appui de 6×15 ; tous les 10 cm. environ, le contreplaqué est raidi par des lattes 6×6 collées sur chacune des faces.

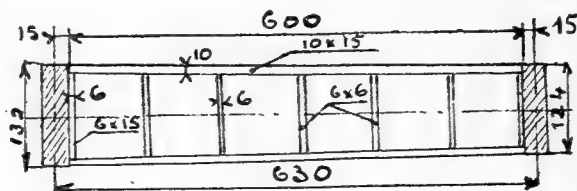


FIG. 144.

Poids d'une entretoise semblable, en dm^3 .

Volume des semelles.	$0,10 \times 0,15 \times 12$	—	0,1800
— baguettes.	$0,06 \times 0,15 \times 1,12$	=	0,0100
— lattes.....	$0,66 \times 0,15 \times 1,04$	=	0,0095
	$0,06 \times 0,06 \times 1,08 \times 10$		0,0390
			<u>0,2385</u>

à la densité 0,5, le poids est égal à $0,2385 \times 0,5 = 0,1189 \text{ k.}$

Volume des contreplaqués $= 0,012 \times 1,2 \times 6 = 0,086$; à la densité 0,55, le poids est égal à $0,086 \times 0,55 = 0,047 \text{ k.}$

Pour la colle et les clous, on comptera 20 % en plus.

D'où poids total d'une telle entretoise :

$$(0,1189 + 0,0470) \times 1,2 = 0,199 \text{ k.}$$

soit 200 grammes.

3° Ferrures de croisillonnement plan.

Ces ferrures sont en général particulièrement simples dans une cellule en bois; une plaquette de duralumin pliée sera disposée comme l'indique la figure et encaissera l'effort des deux cordes inverses.

Les glissements possibles sont de plusieurs sortes : l'entretoise peut avoir tendance à se déplacer latéralement par rapport à la ferrure, mais le pliage des pattes s'y oppose; ou à se déplacer de haut en bas; une simple vis de 2,5 qui traversera la baguette d'extrémité de l'entretoise empêchera ce mouvement; enfin le système entretoise-ferrure peut avoir tendance à se déplacer par rapport au longeron, mais la

compression s'y oppose ainsi que le croisillonnage, il sera bon toutefois, par prudence, d'arrêter la ferrure, par une vis de 3 T. F., par exemple, vissée dans la semelle du longeron (fig. 145).

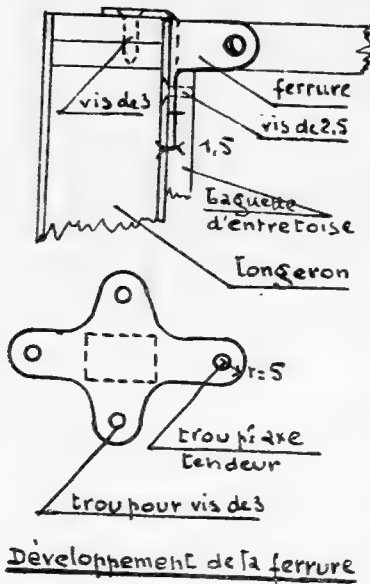


FIG. 145.

L'épaisseur du duralumin sera de 1,5 mm. Le tableau standard des tendeurs indique que l'axe est de 3,5; la pression d'appui sera de

$$3,5 \times e \times R = 3,5 \times 1,5 \times 36 = 189 \text{ k.} > 130.$$

Le rayon r de la ferrure à l'attache du tendeur sera de $1,3 d = 1,3 \times 3,5 = 4,55$ soit 5 mm.

La section au cisaillement = $(10 - 3,5) \times 1,5 = 9,8$ mm.

La résistance = $9,8 \times 36 \times 3/4 = 264 \text{ k.} > 130$.

A l'autre extrémité du croisillon, la corde sera bouclée sur un axe traversant deux pattes jumelles qui joueront le même rôle que la chape du tendeur. (Voir fig. 146.)

On pourrait aussi imaginer une ferrure en acier doux ayant le développement figuré, mais munie, pour empêcher le glissement de l'entretoise, d'une languette en acier soudée autogène, de 1 mm. par exemple et une croix de languettes s'enfonçant dans la semelle du longeron (fig. 147).

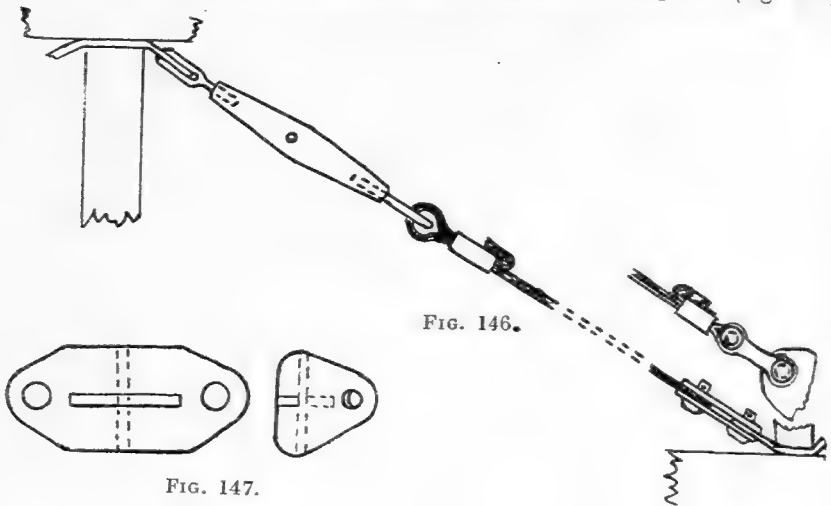


FIG. 146.

FIG. 147.

4^e Nervures.

Pour les nervures en bois, on ne peut guère envisager que deux types : nervures à treillis constitué par des baguettes à section carrée ou toupillée, pour les ailes épaisses ; ou nervures à âme de contreplaqué ajouré pour les ailes minces et les faibles charges, car les épaisseurs

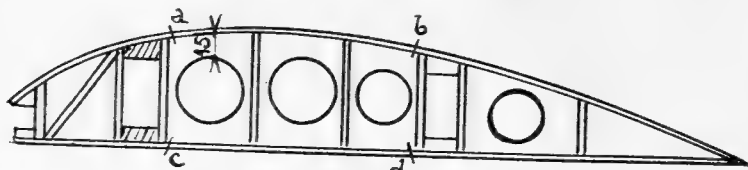


FIG. 148.

minima du treillis exigées par les manutentions conduiraient à des taux de travail faible, d'où perte de poids dans le cas des profils minces ; de plus, ce dernier mode est d'une fabrication plus simple.

Nous utiliserons ce type de construction.

Le calcul (voir II^e partie) indique comme moment maximum $M = 3.000 \text{ kg/mm}$.

La section minima que l'on puisse donner au chapeau de nervure est $6 \times 6 = 36 \text{ mm}^2$; la hauteur entre axes au point de moment maximum = 145 mm. :

$$\frac{M}{h} = \frac{3.000}{145} = 21,4 \text{ k.}$$

La section nécessaire, avec du peuplier = $21,4 = 7,15 \text{ mm}^2 < 36$.

Le contreplaqué a une épaisseur de 16/10 ; dans la partie de haute charge, sa hauteur utile, en tenant compte des trous d'allègement sera de 30 mm. (c'est-à-dire que l'on conservera au moins 15 mm. entre le bord interne du chapeau et le bord du trou d'allègement), section utile du contreplaqué = $30 \times 1,6 = 48 \text{ mm}^2 = 0,48 \text{ cm}^2$.

En raidissant convenablement ce contreplaqué (okoumé) on pourra compter sur 65 k/cm^2 ;

$$\text{Soit } 0,48 \times 65 = 31 \text{ k.}$$

suffisant pour tenir l'effort tranchant en tout point.

L'âme sera raidie par des lattes de 6×2 à des distances de 175 mm. au minimum.

Remarques I. — Les points qu'il y aura lieu de calculer largement dans l'établissement d'une nervure sont les points d'appui du longeron, vers l'intérieur : *a, b, c, d.*

II. — On fera en sorte que les trous d'allègement correspondent au passage des cordes du croisillonnement.

Poids de la nervure. — Volume du chapeau $0,06 \times 0,06 \times 30 = 0,1080 \text{ dm}^3$;

Volume des lattes $0,06 \times 0,02 \times 28,8 = 0,0345 \text{ dm}^3$; à la densité 0,5, le poids est égal à $(0,1080 + 0,0345) \times 0,5 = 0,0713 \text{ k}$.

Surface du contreplaqué ajouré $= 0,095 \text{ m}^2$.

A 0 k. 800, le m^2 , le poids est égal à $0,095 \times 0,8 = 0,076 \text{ k}$.

Ajoutons 10 % pour la colle, le poids total est :

$$(0,0713 + 0,076) 1,1 = 0,162 \text{ k. ou } 162 \text{ grammes.}$$

5° Mâture.

Le calcul nous a donné pour le mât oblique avant :

Traction 1.250 k. (1^{er} cas de vol),

Compression 412 k. (3^e cas de vol).

La longueur de ce mât est de 3 m. entre axes de ferrures. Ce mât sera en bois pour des raisons d'homogénéité de construction et affectera une forme torpédo. La réalisation la plus simple serait une forme profilée à plusieurs épaisseurs collées (fig. 149a); mais la grande longueur de ce mât produit, sous l'effort de compression, une tendance importante au flambage; nous sommes donc amenés à lui donner un grand moment d'inertie pour un poids acceptable; on adoptera le mât creux (fig. 149b) type caisson, à deux coquilles toupillées et collées, renforcé par de petits diaphragmes; on aura ainsi une construction analogue à celle du longeron (voir fig. 150).



FIG. 149 a.

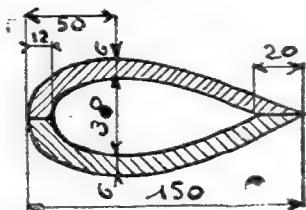


FIG. 149 b.

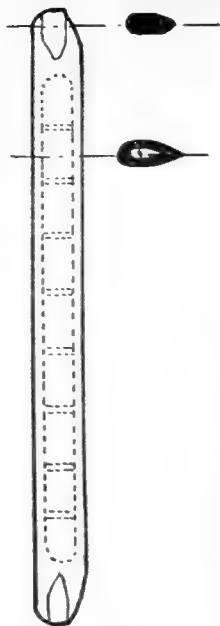


FIG. 150.

Section = 1.500 mm².

$$I = \frac{15 \times 5^3 - 13 \times 3,8^3}{24} = 48 \text{ cm}^4 = 480.000 \text{ mm}^4.$$

Le coefficient $1 + \frac{Kl^2\omega}{I} = 1 + \frac{3.000^2 \times 1.500}{10^4 \times 48 \times 10^4} = 5,05.$

Au flambage, $\frac{F}{\Omega} = \frac{412 \times 5,05}{1.500} = 1,39 \text{ k/mm}^2.$

La formule d'Euler donne $\pi^2 \times 1.200 \times 48 \times 10^4 / 3.000^2 = 640 \text{ k}.$

En traction $\frac{F}{\Omega} = \frac{1.250}{1.500} = 0,835 \text{ k/mm}^2.$

Dans chacun de ces cas (traction ou compression) le mât travaille donc à un faible taux de travail.

Nous conserverons néanmoins cette section car nous supposons que l'avion peut être appelé à évoluer dans les régions où règnent des rafales descendantes (pays montagneux), l'effort admis est alors égal à la moitié de l'effort de traction.

$1/2 \times 1250 = 625 \text{ k. de compression} < 640 \text{ k}.$

D'autre part, $\frac{F}{\Omega} = \frac{625 \times 5,05}{1.500} = 2,1 \text{ k/mm}^2 < 3 \text{ k}.$

— Le mât AV de cabane subit au total une compression de 480 k. Il sera du même type que le mât oblique mais d'un échantillonnage plus faible, la longueur étant beaucoup plus réduite.

6° Ferrures.

a) FERRURE SUR LONGERON. — Les ferrures d'attache de mât sur le longeron d'aile se ramènent à deux types principaux; ou bien la ferrure est appliquée d'aplomb sur le longeron : la direction de l'effort coupe alors l'axe neutre du longeron en dehors de la ferrure et cet effort est ainsi encaissé suivant les deux composantes rectangulaires de l'effort par une pièce verticale et une pièce horizontale; ou bien la ferrure est orientée dans la direction de l'effort (fig. 151 a et 151 b).

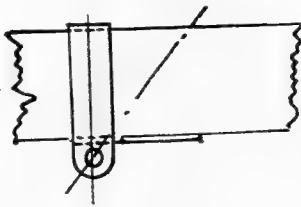


FIG. 151 a.

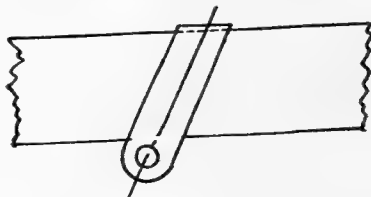


FIG. 151 b.

Nous emploierons ce dernier mode de liaison, comme plus simple.
Nous avons vu que les charges à transmettre sont :

Traction : 1.250 k.

Compression { 412 k. (3^e cas de vol).
625 k. (rafale descendante).

Notre ferrure sera disposée en forme d'U, les branches étant fixées latéralement au moyen de rivets tubulaires qui traversent le longeron

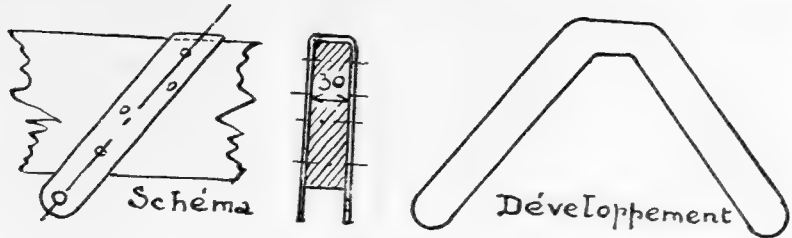


FIG. 152.

préalablement renforcé par une cale intérieure collée aux semelles et aux parois (fig. 152 et 153).

La surface de contact de la cale avec les semelles devra être au moins égale à

$$\frac{1.250}{40} = 31 \text{ cm}^2.$$

La surface d'appui nécessaire des rivets tubulaires dans le bois, sera :

$$\frac{1.250}{3} = 417 \text{ mm}^2;$$

seule sera comptée effectivement une longueur d'appui = 4 d, c'est-à-dire, avec des rivets de 5/3,

$$5 \times 4 = 20 \text{ mm. de longueur.}$$

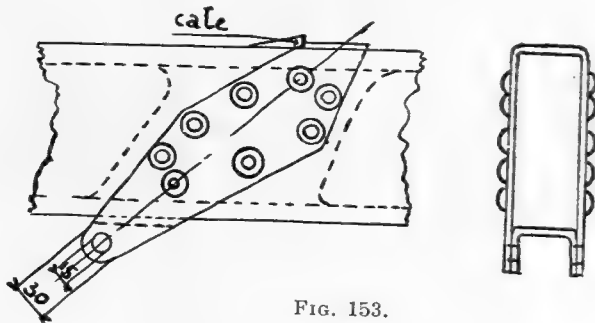


FIG. 153.

Ce qui donne par rivet $20 \times 5 = 100 \text{ mm}^2$.

Cinq rivets suffiraient donc.

Vérifions à l'ovalisation (pour des pièces de cette importance, nous admettrons, en effet, que le calcul à la rupture n'est pas assez sévère) :

$$100 \text{ k.} \times 3 \times 0,5 = 150 \text{ k. par rivet.}$$

$$\frac{1.250}{150} \simeq 8 \text{ rivets (fig. 153).}$$

Les rivets seront écartés suivant la règle donnée plus haut, c'est-à-dire $6d = 6 \times 5 = 30 \text{ mm.}$ dans le sens de l'effort et $3d = 3 \times 5 = 15 \text{ mm.}$ dans le sens normal à l'effort.

Vérifions la section de cisaillement.

$$l = 49 \text{ cm.} \quad e = 3 \text{ cm.} \quad \tau = 70 \text{ k/cm}^2.$$

$$l \times e \times \tau = 49 \times 3 \times 70 = 10.000 > 1.250.$$

Par mesure de sécurité, la ferrure prend appui sur la semelle supérieure du longeron; une cale collée s'oppose au glissement éventuel.

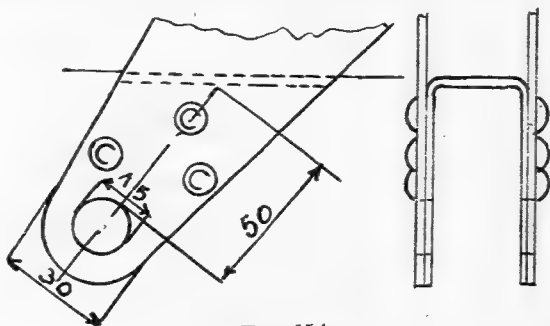


FIG. 154.

Le passage de l'axe est assuré par un trou de $D = 15 \text{ mm.}$, mais cette attache étant appelée à subir des efforts de compression ou de traction, le taux de travail du duralumin sera pris égal à $\frac{36}{2} = 18 \text{ k/mm}^2$; la section d'appui nécessaire est égale à :

$$\frac{1.250}{18} = 69 \text{ mm}^2;$$

$$\text{épaisseur nécessaire} = \frac{69}{15} = 4,6,$$

or, nous ne disposons que de deux faces de 1,5 mm. chacune; on renforcera donc pas un U rivé de 1 mm. d'épaisseur; le total des épaisseurs

$$= 1,5 + 1 + 1 + 1,5 = 5 \text{ mm. (fig. 154).}$$

Le rivetage encaissera l'effort transmis au renfort, effort qui est proportionnel aux épaisseurs : $\frac{5-3}{5} \times 1.250 \text{ k.} = 500 \text{ k.}$

Le diamètre du rivet de duralumin employé = $3 \times$ épaisseur minima de la tôle = $3 \times 1 = 3$, dont la section = 7 mm^2 et la résistance au cisaillement

$$7 \times 25 = 175 \text{ k.}$$

$\frac{500}{175} = 2,85$; on emploiera trois rivets de 3, espacés suivant les règles données précédemment, c'est-à-dire :

$2,5 d = 2,5 \times 3 = 7,5 \text{ mm.}$ au minimum et à $1,3 d$ du bord de la pièce.

$$1,3 d = 1,3 \times 3 \cong 4 \text{ mm.}$$

A l'axe, la section = $5 \times (30 - 15) = 75 \text{ mm.}$

L'effort acceptable en cisaillement :

$$75 \times 36 \times 4/5 = 2.160 \text{ k.} > 1.250.$$

Il nous reste à vérifier que la compression est bien encaissée par la ferrure. Le dos du renfort en U s'appuyant sur la semelle inférieure du longeron, on fera la vérification entre l'axe et son appui sur le longeron. La longueur libre = 50 mm. ; la section égale $5 \times 30 = 150 \text{ mm}^2$.

$$I_{\text{mini}} = \frac{2 (30 \times 2,5^3)}{12} = 32 \text{ mm}^4.$$

$$\text{Le coefficient } 1 + \frac{K l^2 \omega}{I} = 1 + \frac{50^2 \times 150}{3.000 \times 32} = 4,9.$$

$$\frac{F}{\Omega} = \frac{625 \times 4,9}{150} = 20,5 \text{ k./mm}^2 < 36 \text{ k.}$$

Mais il y a lieu de vérifier aussi par la formule d'Euler, le coefficient d'élancement étant élevé,

$$\frac{\pi^2 E I}{l^2} = \frac{10 \times 6.700 \times 32}{50^2} = 850 \text{ k.} > 625.$$

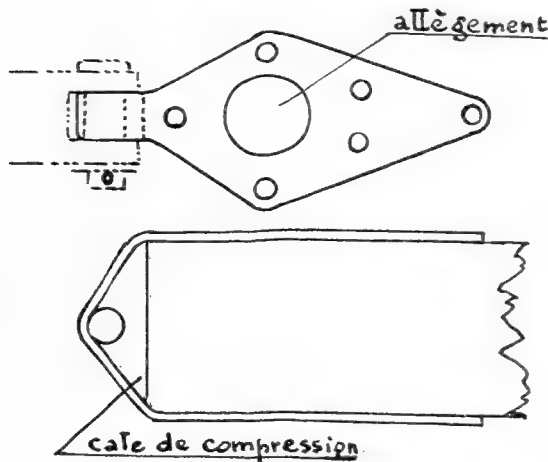


FIG. 155.

b) FERRURE SUR LE MAT (fig. 155). — Le ferrure sur le mât sera en forme de chape mâle.

Le calcul s'établira de la même façon que pour la ferrure de longeron.

c) AXE. — L'axe travaille au cisaillement sous l'effort de 1.250 k. Établi en acier 14, son taux de travail admissible au cisaillement = $4/5 \times 55 = 44$ k.

$$\frac{1.250}{44} = 28,4 \text{ mm}^2 = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2).$$

Or $D = \text{diam. extérieur} = 15$.

$$d = \sqrt{D^2 - \frac{28,4}{\pi/4}} = \sqrt{15^2 - \frac{28,4}{0,785}} = \sqrt{189} = 13,75.$$

Pratiquement, on emploiera un axe creux de 12/15.

d) FERRURES D'ARTICULATION (fig. 156). — L'aile étant articulée au point B sera reliée aux longerons de cabane par des ferrures démontables, calculées suivant les mêmes principes que précédemment; elles seront du type représenté sur la figure. Au point correspondant du longeron, seront collées des cales que traverseront des rivets tubulaires de 5.

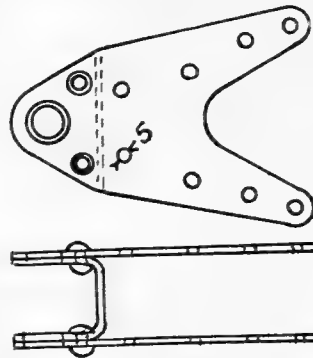


FIG. 156.

7° Poids du longeron AV.

Connaissant les dimensions des cales introduites au droit des attaches, on pourra dessiner complètement un 1/2 longeron AV et en calculer le poids (fig. 157).

Volume de la 1^{re} semelle : $L = 44$ dm. $l = 0,268$ dm; $e = 0,06$ dm.

$$V = 44 \times 0,268 \times 0,06 \dots\dots\dots = 0,705 \text{ dm}^3$$

$$2^{\text{e}} \text{ semelle } V = 35,5 \times 0,268 \times 0,06 \dots\dots\dots = 0,575 \text{ —}$$

$$3^{\text{e}} \text{ semelle } V = 30 \times 0,268 \times 0,06 \dots\dots\dots = 0,480 \text{ —}$$

$$\text{Total} \dots\dots\dots 1,760 \text{ —}$$

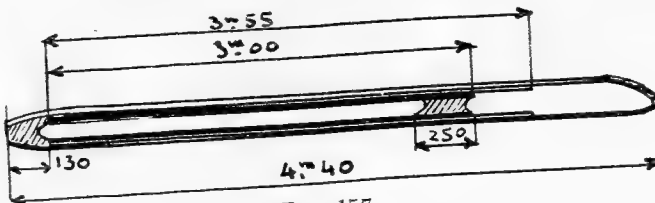


FIG. 157.

soit, pour les semelles supérieures et inférieures :

$$1,760 \times 2 = 3,52 \text{ dm}^3.$$

Poids des semelles (peuplier) $3,52 \times 0,5 = 1,760 \text{ k.}$

Cale d'appui à l'attache du mât, volume = $0,585 \text{ dm}^3.$

— — — l'articulation, volume = $0,425 \text{ dm}^3.$

Poids des cales (tilleul) $(0,585 + 0,425) \times 0,45 = 0,505 \text{ k.}$

Diaphragmes, volume = $0,015 \text{ dm}^3$; poids (peuplier) = $7,5 \text{ grammes.}$

soit pour 26 diaphragmes, poids = $26 \times 0,075 = 0 \text{ k. } 195.$

En ajoutant 20 % pour colle et clous, le poids du 1/2 longeron AV ressort à

$$(1,760 + 0,505 + 0,195) \times 1,2 = 2,950 \text{ k. soit } 3 \text{ k.}$$

Remarque. — Sur la figure représentant le longeron, on voit que, pratiquement, la troisième semelle n'a pas subi de solution de continuité et que la quatrième semelle se confond avec la cale placée à l'attache du mât (voir Épaisseurs théoriques, figure 129).

8° Commandes et ailerons.

Les efforts précédemment déterminés II^e Partie, chapitre 2, permettent de dimensionner, par des calculs analogues à ceux utilisés pour la voilure, la charpente de l'aileron (fig. 158).

Il y a lieu, toutefois, de noter quelques particularités :

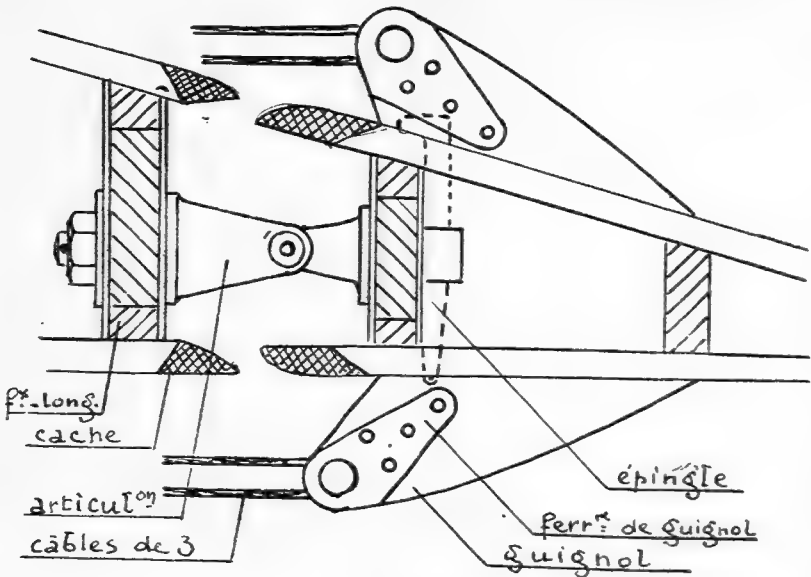


FIG. 158.

a) *Caches*... afin d'éviter des traînées parasites, le passage de l'air entre les ailerons et l'aile est obturé par des caches.

b) *Guignol* : le guignol, sa ferrure et sa liaison à l'aileron doivent résister à l'effort de traction, c'est-à-dire 480 k. et l'encastrement sur l'aileron doit résister à l'effort de flexion correspondant (fig. 158).

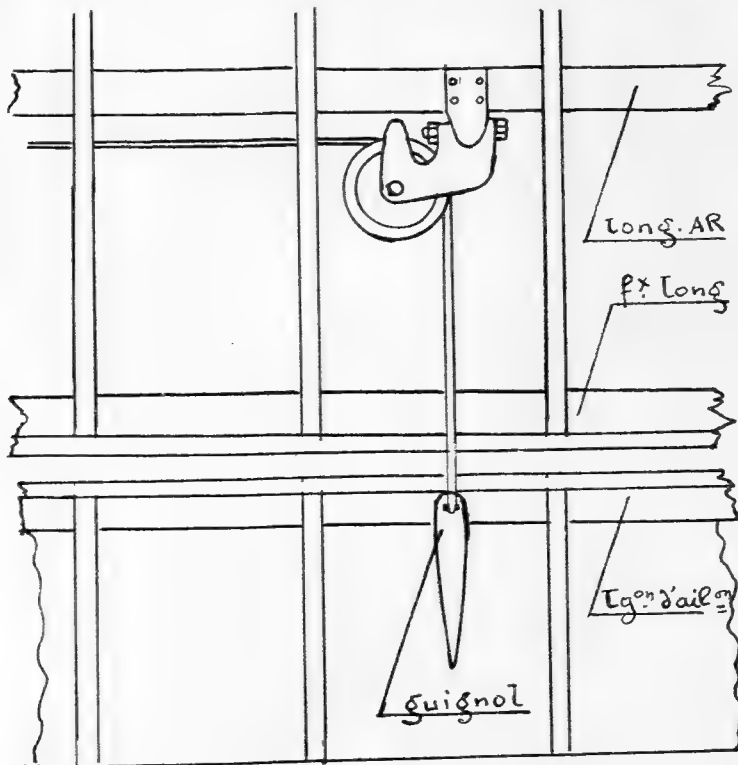


FIG. 159.

c) *Cables* : les 480 k. de traction seront encaissés par un câble souple de 3, doublé selon les Conditions Techniques Générales; ces câbles courront le long du longeron AR; une poulie au droit du guignol permettra le renvoi à angle droit et sera calculée pour résister à l'effort $\Phi = 480 \times 2 \cos 45^\circ = 680$ k. (fig. 159).

B) CELLULE MÉTALLIQUE

Soit à établir, en métal, une charpente de voilure cantilever trapézoïdale, bilongeron, d'après les calculs faits précédemment (1^{re} Partie, chapitre 1^{er}, § G).

1° Longeron.

Plusieurs modes de fabrication peuvent être adoptés :

— Semelles en tubes (fig. 160) : ce procédé ne semble pas avantageux pour une aile cantilever bilongeron; on est, en effet, contraint de garder la section de semelle constante, alors que les moments varient continuellement, ou d'employer des tubes télescopant sur une certaine lon-

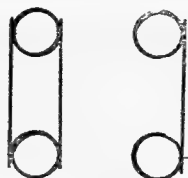


FIG. 160.

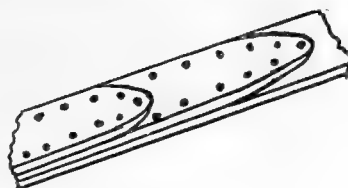


FIG. 161.

gueur (gain de poids très diminué); d'autre part, le rivetage des âmes sur les tubes exige un matériel spécial si les rivets ne traversent pas le tube, comme c'est le cas général.

— Plates-bandes (fig. 161) en nombre variable suivant le moment de flexion et rivées entre elles; ce procédé est plus rationnel que le précédent, mais a le seul inconvénient d'être assez coûteux par suite du grand nombre de rivets à poser.

— Profilés spéciaux (fig. 162) : nécessitent un outillage spécial.

— Profilés standard : dans notre cas, il semble que l'emploi de profilés standard réunis par une tôle ondulée est le plus judicieux.

Le métal adopté sera le duralumin et nous procéderons ainsi : soit le calcul du longeron AV.

Moment maximum = $2.200 \text{ kgm.} \times \frac{40}{65} = 1.350 \text{ kgm.}$, la hauteur maxima du longeron = 170 mm.

En première approximation, $\frac{M_m}{h_m} = \frac{1.350.000}{170} = 7.950 \text{ k.};$

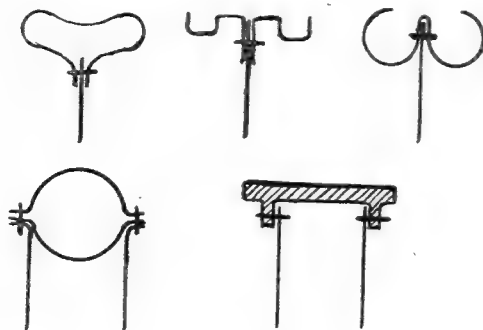


FIG. 162.

pour un taux de travail de 36 k., on trouve :

$$\omega \text{ nécessaire} = \frac{7.950}{36} = 220 \text{ mm}^2.$$

Le tableau standard indique la cornière 50 × 32 × 3,2 dont la section = 265 mm² (fig. 163).

La hauteur entre les C. d. g. = 150 mm.

$$\frac{M}{h \times 36} = \frac{1.350.000}{150 \times 36} = 250 \text{ mm}^2 < 265.$$

On utilisera donc cette dimension de cornière tout le long de l'envergure, mais on aura soin de réduire progressivement les ailes de la cornière jusqu'à leur laisser à l'extrémité la section nécessaire pour le rivetage des âmes, soit la dimension section

$$= 11,2 \times 3,2 = 35,8 \text{ mm}^2 \text{ (fig. 164).}$$

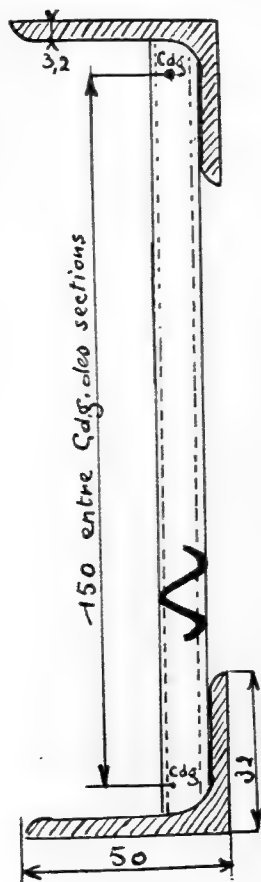


FIG. 163.

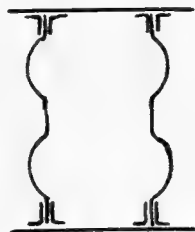
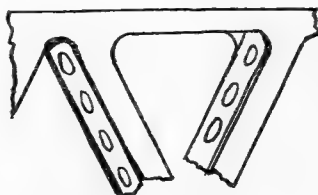
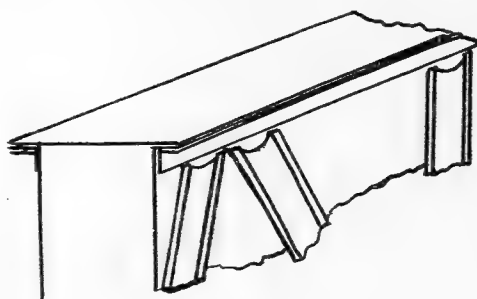


FIG. 165.

— Pour les âmes, différents modes de fabrication sont adoptés (voir fig. 165). Nous utiliserons, dans notre cas, une tôle de duralumin ondulée (fig. 166).

L'effort tranchant maximum est égal à 1.100 k. On procédera à des essais sur plusieurs échantillons avant de conclure à la résistance de l'âme et du rivetage; en ce cas, en particulier, il y a lieu de se méfier des formules toutes faites; toutefois, pour guider ces essais, on peut

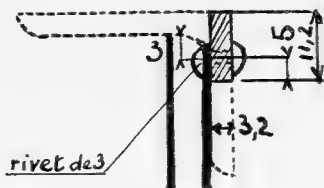


FIG. 164.



FIG. 166.

s'appuyer sur les résultats obtenus avec des tôles analogues; pour des tôles de 1,25, une section en triangle équilatéral donne une résistance à l'effort tranchant égale à 32 k./mm² et la résistance décroît sensiblement proportionnellement à l'augmentation de la base par rapport à la hauteur, c'est-à-dire que, avec un pas d'ondulation de 30 et une hauteur de 8, le taux de travail

$$= \frac{8}{30} \times 32 = 8,5 \text{ k.}$$

Supposons que ce taux de travail soit vérifié par l'expérience, la hauteur à l'emplanture = 170 — (32 + 32) = 106 mm.; la section utile = 106 × 1,25 = 132 mm² et l'effort supporté

$$= 132 \times 8,5 = 1.130 \text{ k.} < 1.100.$$

Il est intéressant de calculer le poids du longeron établi dans ces conditions :

- { partie en porte à faux = 445 m.
- { hauteur à l'emplanture = 170 mm.
- { hauteur à l'extrémité = 95 mm.
- { partie au-dessus du fuselage = 0 m. 70.
- { hauteur-constante = 170.

Dans la partie en porte à faux, la section des semelles décroît de 265 mm² à 36 mm², soit en moyenne 150 mm².

Volume des semelles = 2 × 44,5 × 0,0150 = 1,335 dm³.

Poids des semelles = 1,335 × 2,8 = 3,73 k.

Volume des semelles dans la partie centrale

$$= 2 \times 7 \times 0,0265 = 0,371 \text{ dm}^3.$$

Poids des semelles dans la partie centrale

$$= 0,371 \times 2,8 = 1,04 \text{ k.}$$

La hauteur du flasque dans la partie en porte à faux varie de 170 à 95, soit, en moyenne, 133 mm.

$$\text{Poids du flasque} = 1,33 \times 50 \times 0,0125 \times 2,8 = 2,33 \text{ k.}$$

Poids du flasque dans la partie centrale

$$= 1,7 \times 7 \times 0,0125 \times 28 = 0,415 \text{ k.}$$

Poids total du longeron

$$= (3,73 \times 2) + 1,04 + (2,33 \times 2) + 0,415 = 13,575 \text{ k.}$$

2° Entretoises et croisillons.

On adoptera, pour les entretoises, la forme courante pour avions métalliques, c'est-à-dire le tube; la forme caisson est également employée, par homogénéité, lorsque le treillis vertical est en tôle découpée; étant limités dans les dimensions extérieures, nous emploierons l'acier dont le module E est bien supérieur à celui du duralumin.

Soit à calculer l'entretoise la plus chargée; compression = 100 k., longueur libre 60 cm.

Avec du tube 10/12, $I \cong 0,05 (12^4 - 10^4) = 535 \text{ mm}^4$.

$$\frac{\pi^2 E I}{l^2} = \frac{10 \times 22 \times 10^8 \times 535}{600^2} = 196 \text{ k.} > 100 \text{ k.}$$

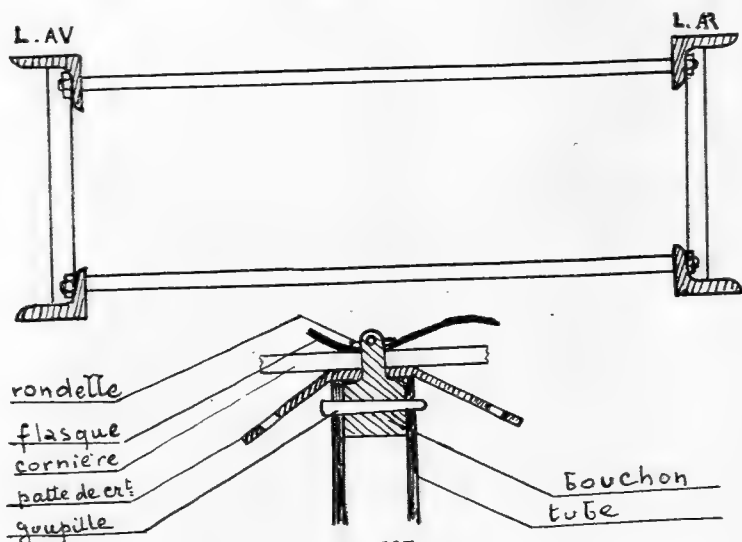


FIG. 167.

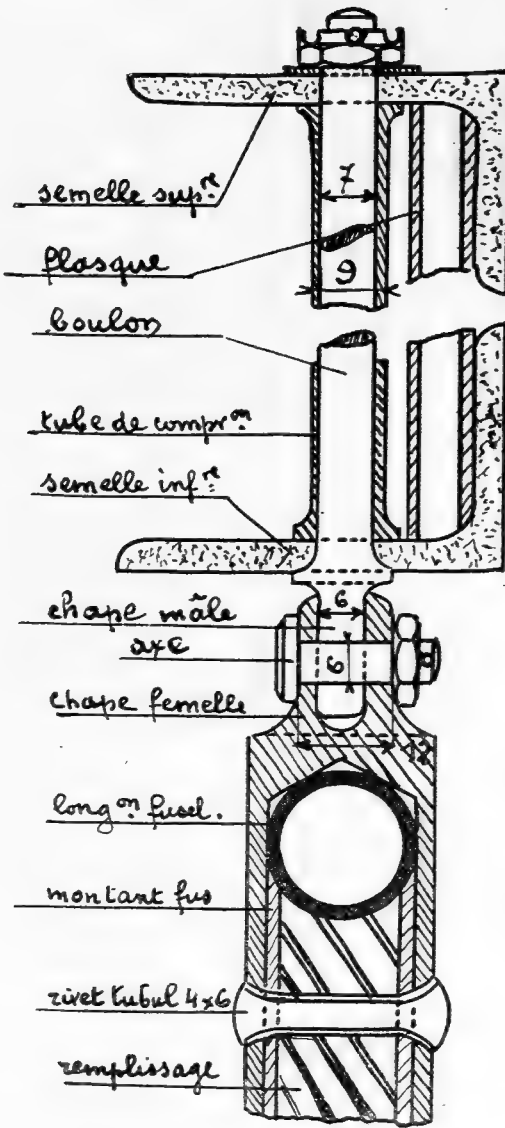


FIG. 168.

La figure 167 indique le montage des entretoises et croisillons sur le longeron.

Bien entendu, on devra tenir compte dans le calcul des semelles de longerons, des diminutions de sections dues aux trous nécessités par les assemblages.

3° Nervures.

Les nervures seront toutes différentes puisque l'aile varie continuellement en épaisseur et profondeur; on les établira en treillis métalliques, après avoir déterminé les efforts par un tracé de Crémona.

4° Ferrures.

Les seules ferrures importantes de notre voilure sont celles qui relient l'aile au fuselage.

Admettons le fuselage établi en tubes. Un mode de liaison simple pour transmettre l'effort de traction (1.100 k.) et l'effort de compression (800 k.) est représenté sur la figure 168.

Calcul du boulon à la traction. — Acier 14.

$$d = \sqrt{\frac{1.100}{55 \times \pi}} = 5,02$$

à fond de filet.

On adoptera $D = 7$; $d = 5,59$; pas 1.

— Calcul du tube de compression. — L'effort de 1.100 k. encaissé directement par la semelle supérieure est reporté sur la semelle inférieure par un tube travaillant à la compression; toutefois, son flambage

est limité par la présence du boulon; on évaluera donc la section entière tube + boulon; longueur libre 164 mm.; effort 1.100 k.

L'inertie minima doit être égale à $I = \frac{l^3 \times 1.100}{\pi^2 E} = \frac{164^3 \times 1.100}{10 \times 22 \times 10} = 135 \text{ mm}^4$.

Le diamètre nécessaire = $D = \sqrt[4]{\frac{135}{0,05}} = 7,2 \text{ mm}$.

On utilisera pratiquement du tube d'acier 14 de dimensions 9/7.

— *Calcul de la chape mâle terminant le boulon.* — Largeur 12; largeur utile = (12 — diamètre de l'axe) = 12 — 6 = 6; épaisseur 6.

Section = $6 \times 6 = 36 \text{ mm}^2$, soit une résistance au cisaillement = $36 \times 55 \times 3/4 = 1.480 \text{ k.} > 1.100$.

A l'appui : $6 \times 6 = 36$, soit une résistance à l'appui, compte tenu des efforts alternés =

$$\frac{36 \times 55}{1,5} = 1.320 > 1.100.$$

— *Axe.* — L'axe a un diamètre de 6; il travaille au double cisaillement :

$$\frac{\pi}{4} \times 6^2 \times 2 \times 55 \times 3/4 = 2.320 \text{ k,} > 1.100 \text{ k.}$$

— *La chape femelle* sera composée de deux branches de 3 mm. d'épaisseur (voir Calcul de la chape mâle).

Elle sera reliée au fuselage au moyen de rivets tubulaires traversant e corps cylindrique de la chape, le montant tubulaire de fuselage et un bouchon prévu en ce point (fig. 168).

5° Mâts métalliques.

Alors que, dans le mât en bois, la section totale concourt à la résistance de l'ensemble, il arrive fréquemment que le mât métallique (acier ou duralumin) soit constitué d'un élément résistant (tube ou profilé) et d'un carénage en tôle mince rivée (fig. 169); on peut également utiliser un tube torpédo standard ou une tôle relativement épaisse ayant à peu près la même forme, mais dont les dimensions s'adaptent mieux à l'effort calculé.

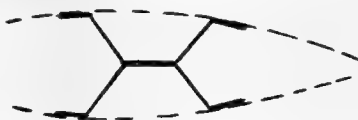


FIG. 169.

6° Haubannage.

Le haubannage souple est constitué par des cordes à piano munies de tendeurs ou par des haubans fuselés munis de chapes ordinaires ou de chapes réglables Chobert. Les T. U. donnent les dimensions standard de ces éléments.

C) AILE A REVÊTEMENT TRAVAILLANT

Nous étudierons une aile cantilever trapézoïdale, composée de lisses en bois recouvertes de bordé (ou lamelles de bois minces accolées et en plusieurs couches croisées à 60°).

Les courbes de flexions M_x et d'efforts tranchants T_x , dus à la poussée de l'air seront tracées selon la méthode exposée dans la II^e Partie.

Les courbes de flexions M_z et d'efforts tranchants T_z , dus à la trainée

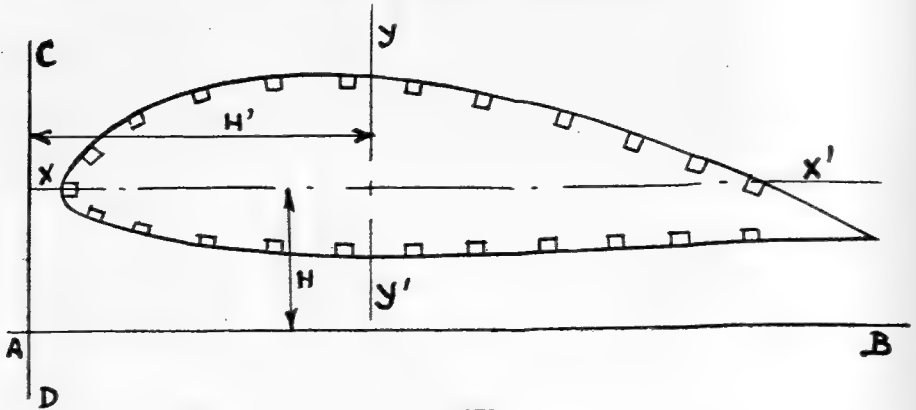


FIG. 170.

s'obtiendront par un procédé identique. Quant à la courbe de torsion, elle ne peut être établie qu'après connaissance des sections élémentaires du matériau constituant l'aile.

On déterminera pour plusieurs sections de l'aile la position du centre de gravité et la valeur du moment d'inertie.

Prenons, par exemple, une base AB (fig. 170) et posons :

S = somme de toutes les sections élémentaires s des lisses et du bordé;

x = distance du centre de gravité de chacune de ces sections élémentaires à la base.

On a ainsi :

$$H = \frac{\sum (sx)}{S}.$$

$$I_{xx}' = I_{AB} - SH^2.$$

$$= \sum (sx^2) - \frac{\sum (sx)^2}{S}.$$

Si les sections s sont égales,

$$I_{xx}' = s \left[\sum x^2 - \frac{(\sum x)^2}{n} \right].$$

n étant le nombre de sections :

$$H = \frac{\sum x}{n}.$$

En prenant une coordonnée verticale CD et en appelant y la distance du Centre de gravité de chacune des sections élémentaires à la base CD, on a de même :

$$I_{vv'} = \Sigma (s y^2) - \frac{\Sigma s y^2}{S}.$$

et $H' = \frac{\Sigma (sy)}{S}.$

Si les sections s sont égales,

$$I_{vv'} = s \left[\Sigma y^2 - \frac{(\Sigma y)^2}{n} \right].$$

$$H' = \frac{\Sigma y}{n}.$$

Quand on aura établi ainsi le centre de gravité d'un certain nombre de sections de l'aile, on pourra tracer la courbe, lieu des C. d. g. pour l'aile (fig. 171).

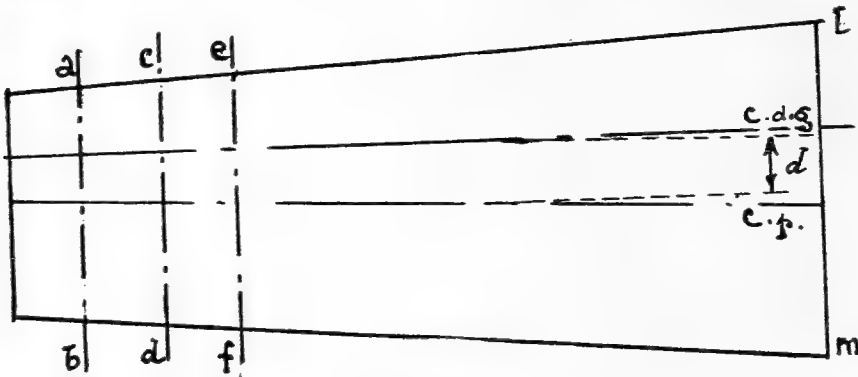


FIG. 171.

On cherchera de plus le lieu des centres de pression. En chaque section $ab, cd, ef... lm$, on déterminera, pour toute la surface à gauche de la section, le C. d. g. et le C_p ; la distance d qui sépare ces deux points, multipliée par la surface de gauche et par la charge q au mètre carré donne le moment de torsion.

$$M_\theta = d \times S \times q = d + T.$$

On pourra ainsi tracer la courbe de torsion M_θ (fig. 172).

On calculera alors pour les sections ab, ed, ef , etc...

$$\frac{I_{xx'}}{v_x},$$

v_x étant la distance entre l'horizontale du C. d. g. et la section élémentaire la plus éloignée,

$$\frac{I_{vv'}}{v_y}.$$

v_y étant la distance entre la verticale du C. d. g. et la section élémentaire la plus éloignée,

$$\frac{I_o}{v_o} = \frac{I_{xx}' + I_{yy}'}{v_o},$$

v_o étant la distance entre le C. d. g. et la section élémentaire la plus éloignée.

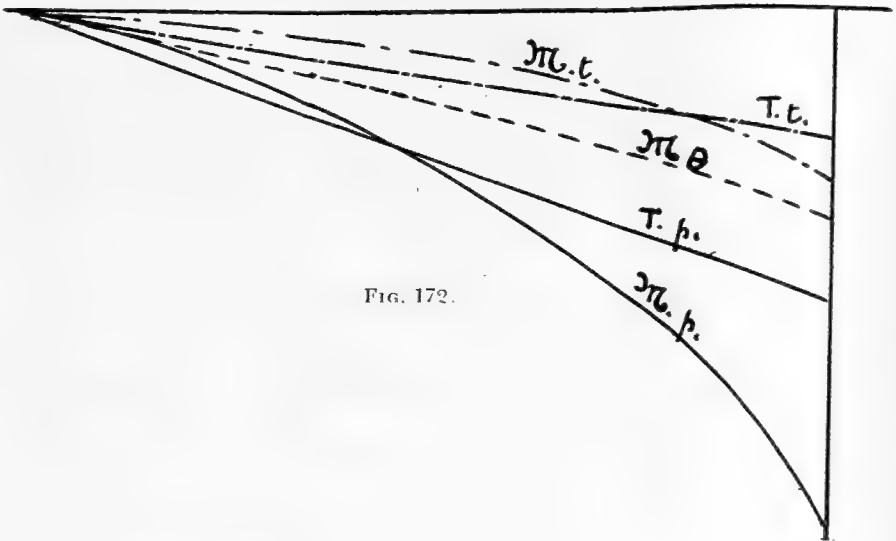


FIG. 172.

L'on vérifiera qu'en chaque point :

$$\frac{M_p}{I_{xx}'} + \frac{M_t}{I_{yy}'} + \frac{T_p + T_t}{S} + \frac{M_\theta}{I_o} \leq \tau.$$

τ étant le taux de travail du matériau à la rupture.

EXEMPLE. — Vérifions la section d'emplanture de l'aile cantilever (fig. 173) trapézoïdale d'un avion répondant aux caractéristiques suivantes :

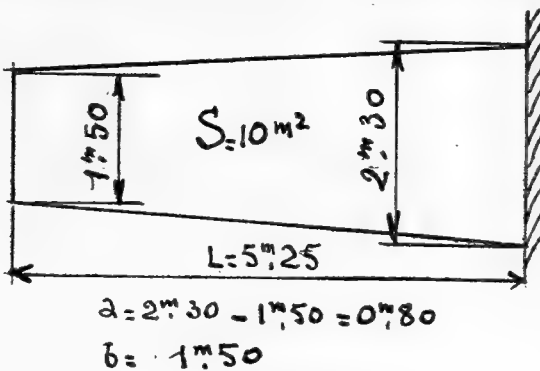


FIG. 173.

ver (fig. 173) trapézoïdale d'un avion répondant aux caractéristiques suivantes :

$\pi = 740 \text{ k.}; p_e = 150;$
 $S = 21,5 \text{ m}^2;$ envergure de l'extrémité à l'emplanture $= 5,25 \text{ m.} = L.$

Surface de l'extrémité à l'emplanture $= 10 \text{ m}^2.$

Petite base du trapèze $= b = 1,50 \text{ m.}$

Grande base du trapèze = 2,30 m., d'où $a = 2,3 - 1,5 = 0,8$.

1^{er} cas. — $C_t = n_t (\pi - p_e) = 7 (740-150) = 4.150$.

$$q_1 = \frac{4.150}{21,5} = 192,5 \text{ k/m}^2.$$

$$M_p \text{ maximum} = q L^2 \left(\frac{b}{2} + \frac{a}{6} \right) = 192,5 + 5,25^2 \left(\frac{1,5}{2} + \frac{0,8}{6} \right) = 4.700 \text{ kgm.}$$

$$T_p \text{ maximum} = q L \left(b + \frac{a}{2} \right) = 192,5 \times 5,25 \left(1,5 + \frac{0,8}{2} \right) = 1.920 \text{ k.}$$

Soit, au premier cas de vol, un effort en plan de 15 k/m², déterminé par calcul, d'où :

$$M_t \text{ maxi} = M_p \text{ maxi} \times \frac{15}{192,5} = 370 \text{ kgm.}$$

$$T_t \text{ maxi} = T_p \text{ maxi} \times \frac{15}{192,5} = 150 \text{ k.}$$

— Examinons maintenant la section de l'aile à l'implanture (fig. 174) :

Soient 92 lisses de 8 × 12; la distance moyenne entre lisses est de 45 mm. Le bordé sera de 2 mm. d'épaisseur.

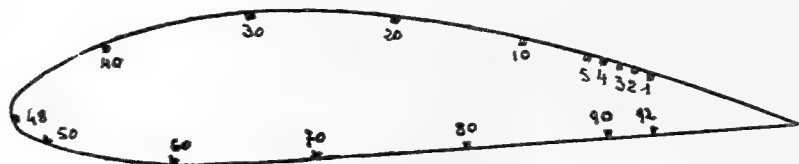


FIG. 174.

Il y a lieu de remarquer que la section d'un bordé travaillant efficacement ne s'étend pas, à droite et à gauche de la semelle, au delà de 1,5 fois la cote de largeur de ladite semelle ou bien — et on choisira le cas le plus défavorable — à une distance supérieure à dix fois l'épaisseur du bordé.

Dans l'exemple choisi (fig. 175), la largeur de la semelle en contact avec le bordé = 12 mm., on pourra donc prendre à gauche et à droite

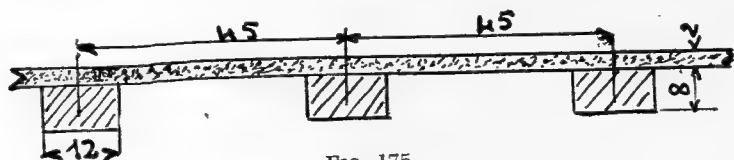


FIG. 175.

de la semelle 18 mm., largeur utile confirmée par le fait que dix fois l'épaisseur = 20 mm. > 18 mm.

On voit donc que, dans notre cas, la totalité du bordé pourra travailler.

La section élémentaire est donc égale à :

$$\begin{array}{l} 8 \times 12 = 96 \\ + 45 \times 2 = 90 \end{array} \left. \vphantom{\begin{array}{l} 8 \times 12 \\ + 45 \times 2 \end{array}} \right\} \text{Total } 186 \text{ mm}^2.$$

Pour évaluer les quantités Σx , Σx^2 , Σy , Σy^2 , on numérotera les éléments et on dressera le tableau suivant :

N ^{os}	s en cm ²	x en cm.	x ²	y en cm.	y ²
1	1,86	19	360	184	33.800
2	1,86	20,5	420	180	32.400
3		22	485	175,5	30.800
4		24	576	171	29.200
5		25	625	167	28.000
6		27	730	162,5	26.400
etc.		etc.	etc.	etc.	etc.
Totaux...	$\Sigma s = S$ = 171 cm. = 92 × 1,86	$\Sigma x = 1.670$	$\Sigma x^2 = 61.080$	$\Sigma y = 8.400$	Σy^2 = 1.137.000

Toutes les sections étant égales, il vient :

$$I_{xx}' = s \left[\Sigma x^2 - \frac{(\Sigma x)^2}{n} \right] = 1,86 \left(61.080 - \frac{1670^2}{92} \right) = 57.200 \text{ cm}^4.$$

$$H = \frac{\Sigma x}{n} = \frac{1.670}{92} = 18,15 \text{ cm.}$$

$$I_{yy}' = s \left[\Sigma y^2 - \frac{(\Sigma y)^2}{n} \right] = 1,86 \left(1.137.000 - \frac{8.400^2}{92} \right) = 695.000 \text{ cm}^4$$

$$H' = \frac{\Sigma y}{n} = \frac{8.400}{92} = 90.$$

$$I_o = 752.200 \text{ cm}^4.$$

Connaissant la valeur de H et H', on mesurera sur le dessin la valeur de v_x et de v_y .

D'où :

$$\frac{I_{xx}'}{v_x} = \frac{57.200}{28} = 2.040 \text{ cm}^3.$$

$$\frac{I_{yy}'}{v_y} = \frac{695.000}{93} = 7.450 \text{ cm}^3.$$

$$\frac{I_o}{v_o} = \frac{752.200}{93} = 8.100 \text{ cm}^3.$$

La condition à réaliser est la suivante :

$$\frac{M_p}{\frac{I_{xx}}{v_x}} + \frac{M_t}{\frac{I_{yy}}{v_y}} + \frac{T_p}{S} + \frac{T_t}{S} + \frac{M_\theta}{\frac{I_\theta}{v_\theta}} < \left\{ \begin{array}{l} \text{taux de travail du matériau} \\ \text{employé soit } 300 \text{ k/cm}^2 \text{ pour le} \\ \text{grisard.} \end{array} \right.$$

Le centre de gravité général rapporté à la section d'emplanture se trouve à 39 % de la profondeur; le centre de pression de l'aile entière, rapporté à la section d'emplanture se trouve également à 39 % de la profondeur, au 1^{er} cas de vol; le moment de torsion M_θ est donc nul, d'où :

$$\frac{470.000}{2.040} + \frac{37.000}{7.450} + \frac{1.920}{171} + \frac{150}{171} + 0 = 230 + 5 + 11 + 1 + 0 = 247 < 300.$$

— Au 2^e cas de vol :

$$M_{p2} = 0,75 M_p; \text{ fatigue} = 0,75 \times 230 = 173 \text{ k.}$$

$$T_{p2} = 0,75 T_p; \text{ fatigue} = 0,75 \times \frac{1.920}{171} = 8,4 \text{ k.}$$

Soit un effort en plan au 2^e cas de vol = 9 k/m², trouvé par calcul, alors qu'au 1^{er} cas, l'effort en plan donnait 15 k/m², on en déduit :

$$M_{t2} = 9/15 M_t; \text{ fatigue} = 9/15 \times 5 = 3 \text{ k.}$$

$$T_{t2} = 9/15 T_t; \text{ fatigue} = 9/15 \times \frac{150}{171} = 0,525 \text{ k.}$$

Mais la polaire indique comme angle de vol au maximum de vitesse horizontale (2^e cas).

$$i = -1,7^\circ.$$

Le centre de pression est alors à 57 % de la profondeur; rapporté à la section maxima (emplanture de l'aile), nous lisons $l = 1,27 \text{ m.}$ (fig. 176).

La distance entre le C. d. g. et le C._p = 1 m. 27 — 0 m. 90 = 0 m. 37.

Moment de torsion correspondant =

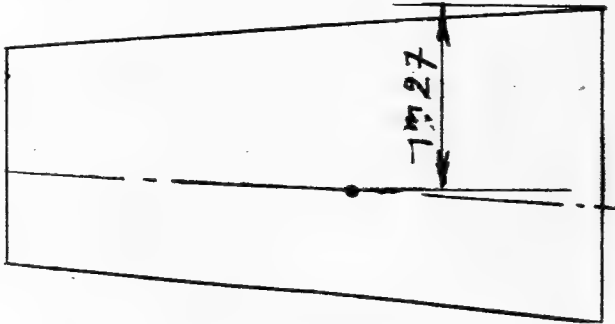


FIG. 176.

surface voilure intéressée $\times$ charge au mètre carré dans ce cas de vol $\times 0 \text{ m. } 37 = 10 \times 192,5 \times 0,75 \times 0 \text{ m. } 37 = 535 \text{ kgm.}$

$$\text{La fatigue de torsion} = \frac{53.500}{8.100} = 6,6 \text{ k.}$$

La fatigue totale au 2^e cas est donc égale à :

$$173 + 8,4 + 3 + 0,525 + 6,6 = 191,525 < 300.$$

— *Vérification au 3^e cas de vol :*

$$M_o = n_s \times \frac{100 \text{ Cm}_o}{1.600} \times l \times S \times V^2.$$

Supposons que V^2 trouvé comme il a été indiqué dans la II^e Partie soit égal à 9.200.

100 Cm est égal à 8 pour le profil adopté.

l = profondeur correspondante à la position du centre d'inertie = 2 m.

S totale = 20 m².

$$M_o = 1,5 \times \frac{8}{1.600} \times 2 \times 20 \times 9.200 = 2.760 \text{ kgm.}$$

Mais M_o est rapporté au bord d'attaque de l'aile O.

M_o ou moment rapporté au centre d'inertie G =

$$M_o - \overline{OG} \times n_s \times (\pi - pc).$$

$\overline{OG} = 0 \text{ m. } 78$ = distance séparant bord d'attaque du centre d'inertie.

$$M_g = 2.760 - [0,78 \times 1,5 \times (740 - 150)] = 2.760 - 690 = 2.070 \text{ kgm.}$$

Le calcul de traînée indiquant, en outre, une traînée inférieure à celle du 1^{er} cas, on voit que la fatigue totale au 3^e cas est inférieure à celle du 1^{er} cas.

REMARQUES IMPORTANTES. — Dans la construction d'une aile-coque, il est nécessaire de satisfaire à deux conditions essentielles.

1^o *Les matériaux composant l'aile ou concourant aux divers efforts doivent avoir des modules d'élasticité très voisins; dans notre exemple, nous avons utilisé des lisses en grisard et du bordé de grisard également.*

2^o *Un calcul, comme celui que nous avons conduit, ne saurait suffire, si rigoureusement qu'il soit établi; en effet une flexion se traduit par une traction et une compression; dans le 1^{er} cas de vol, par exemple, la partie supérieure de l'aile est comprimée. Il ne saurait s'agir, évidemment, de considérer chaque élément isolément, de rechercher la compression qu'il a à supporter du fait de sa position autour du profil et*

de vérifier si son inertie et sa longueur libre satisfont à cet effort de compression sans flambage; on serait ainsi conduit à des arrêts de flambage ou à des nervures extrêmement rapprochées. Or, chaque élément est lié à ses voisins immédiats et l'ensemble donne une rigidité très supérieure à l'addition des fatigues de compression élémentaires. Toutefois il ne serait pas plus logique de compter entièrement sur le calcul que nous venons d'établir; il fournit seulement une base d'essais, d'après laquelle on établira une portion de voilure; on répartira sur ce

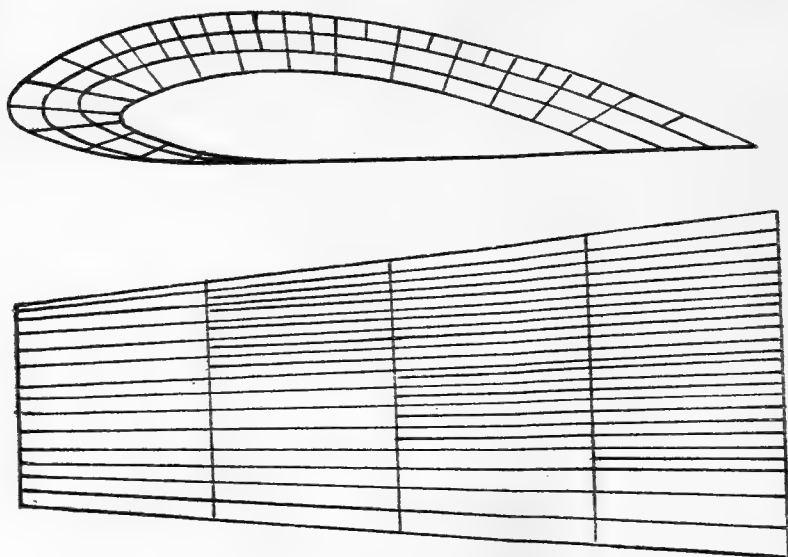


FIG. 177.

tronçon la charge suivant la ligne enveloppe donnée par un calcul identique à celui fait pour les nervures. On sera ainsi conduit, par la mesure des déformations, à augmenter le nombre des lisses dans la région du bord d'attaque; les amorces de flambages locaux donneront une indication précise sur la distance d'espacement des nervures.

Pratiquement on construira une telle cellule en gardant aux lisses leur section et leur rectitude et en diminuant le nombre à mesure que l'on se rapproche de l'extrémité (fig. 177).

3° *Liaison d'une aile-coque au fuselage.* — Les moyens employés pour relier une telle voilure au fuselage dérivent d'un même principe : réunir les éléments par un bloc et le faire traverser par des axes métalliques soit horizontaux, soit verticaux.

Dans le système à axes horizontaux, la voilure est gonflée au centre

et tient lieu de partie médiane du fuselage; les blocs de liaison sont traversés par quatre tubes munis de chapes à leurs extrémités; les parties AV et AR du fuselage sont fixées à ces chapes (fig. 178 a).

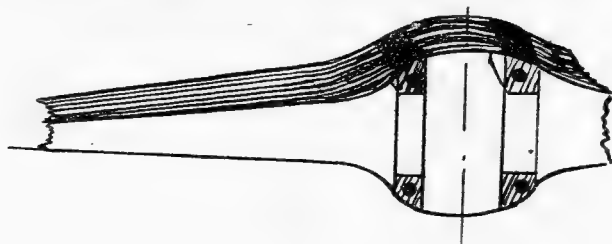


FIG. 178 a.



FIG. 178 b.

Dans le système à axes verticaux, ces tubes forment les montants principaux du fuselage (fig. 178 b).

D) GOUVERNES ET COMMANDES. — EXEMPLES

§ I. — Soit à dimensionner un empennage horizontal :

1° VOILET. — Le gouvernail de profondeur répond aux caractéristiques suivantes (fig. 179) :

Envergure 2,50 m. — Profondeur 0,30 m.

Charge triangulaire de 292 k.

Charge au m. c^t = $\frac{292}{2,5} = 117,5$. Les liaisons du voilet au longeron AR du plan fixe sont au nombre de 3 (articulations).

Moment flexion en A = $\frac{pl^2}{2} = M_{pA}$ — 9,4 kgm.

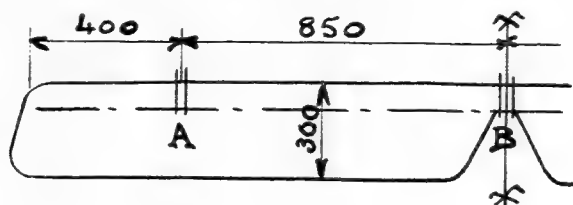


FIG. 179.

Moment en B (obtenu par l'équation des 3 moments) = M_{pB} =

— 8,1 kgm.

Effort tranchant en A = T_{pA} =

— 47 k.

— B = T_{pB} =

— 40 k.

Le point d'application de la charge triangulaire étant situé à

$$d = \frac{0,300}{3} = 0,100 \text{ m.},$$

le moment de torsion maximum =

$$\frac{292}{2} \times \frac{0,3}{3} = 14,6 \text{ kgm.} = M_{\theta B}.$$

La charge maxima se trouve donc au point B. Un tube de duralumin 28/30 pourra être utilisé comme longeron; ses caractéristiques sont les suivantes :

$$\omega = 90 \text{ mm}^2.$$

$$\frac{I}{v} = 650 \text{ mm}^3.$$

$$I_o/v_o = 1.300 \text{ mm}^3.$$

La fatigue maxima :

$$f_M = \frac{M_p}{I/v} + \frac{T_p}{\omega} + \frac{M_{\theta}}{I_o/v_o} = 12,5 + 0,45 + 11,20 = 24,15 < 36.$$

La formule de flexion et torsion combinées donnerait même une fatigue légèrement moindre

$$f_M = 3/8 \tau_p + \sqrt{\left(\frac{5}{8} \tau_p\right)^2 + \left(\frac{5}{4} \tau_{\theta}\right)^2} + \frac{T_p}{\omega}$$

$$= 3/8 \times 12,5 + \sqrt{\left(\frac{5}{8} 12,5\right)^2 + \left(\frac{5}{4} 11,2\right)^2} + 0,45 = 21,15 \text{ k/mm}^2.$$

Il semble donc que l'on pourrait réaliser une certaine économie de poids en adoptant une autre dimension de tube; mais les cotes du profil d'empennage nous conduisent au diamètre extérieur choisi, quant à réduire l'épaisseur au-dessous de 1 mm., ce n'est pas très recommandable pour une pièce essentielle à cause des défauts locaux possibles; d'autre part, les fixations d'articulations et de guignol nécessitent des trous de rivets ou boulons qui affaiblissent la section. Le poids d'un tel longeron est de :

$$0,009 \times 25 \times 2,8 = 630 \text{ grammes.}$$

L'effort appliqué par la commande sur le guignol est égal à :

$$\frac{292 \times \text{bras de levier de l'aileron}}{\text{bras de levier du guignol}} = \frac{292 \times d}{l} = \frac{292 \times 0,1}{0,1} = 292 \text{ k.}$$

Moment de flexion maximum = $292 \times 0,1 = 29,2$ kgm.

$$\frac{I}{v} = \frac{2 \times 2 \times 50^2}{6} = 1.660 \text{ mm}^3$$

$$f = \frac{29.200}{1.600} = 17,6 < 36 \text{ k/mm}^2 \text{ (fig. 180).}$$

En ne considérant que les rivets *a* et *b*, le travail à la fixation

$$= \frac{M}{m} = \frac{29.200}{40} = 730 \text{ k. par rivet.}$$

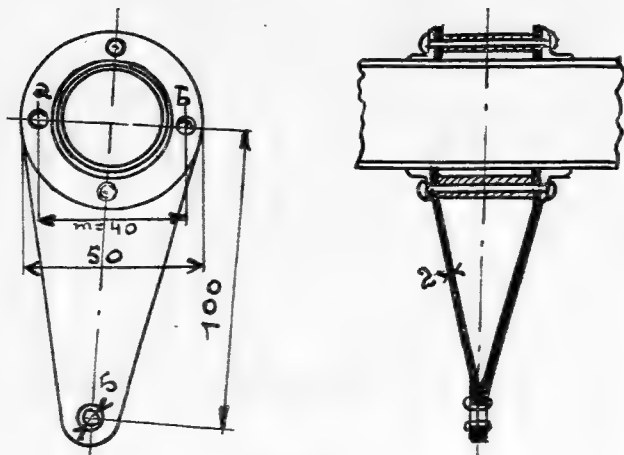


FIG. 180.

La section d'un rivet de 5 = $19,7 \text{ mm}^2$; au double cisaillement, la résistance est :

$$2 \times 19,7 \times 25 = 980 \text{ k.} > 730.$$

A l'appui, $2 \times 5 \times 2 \times 36 = 720 \text{ k.}$, légèrement inférieur à 730; mais il faut bien admettre que les deux autres rivets participent eux aussi à la résistance; nous conserverons donc quatre rivets de 5.

Un axe de 5, à la base du guignol, travaille au double cisaillement et peut supporter une charge de

$$2 \times 19,7 \times 32 = 1.260 \text{ k.} > 292 \text{ k.}$$

A l'appui, les flasques du guignol peuvent supporter un effort de :

$$4 \times 5 \times 36 = 720 \text{ k.} > 292 \text{ k.}$$

2° PLAN FIXE. — Le plan fixe se calcule comme une voilure; il présente toutefois la particularité suivante : sur un avion prototype, l'incidence est réglable afin de pouvoir obtenir expérimentalement la stabilité optima que l'extrapolation de l'essai sur modèle réduit est insuffisante à déterminer. Sur un avion de série, le réglage de l'incidence peut-

être conservé pour compenser les différences de répartition des poids; sur avion destiné à évoluer à de grandes altitudes, ce réglage doit même être possible en vol (système à vis) pour tenir compte des variations d'angle d'attaque avec l'altitude; ces considérations sur le réglage en

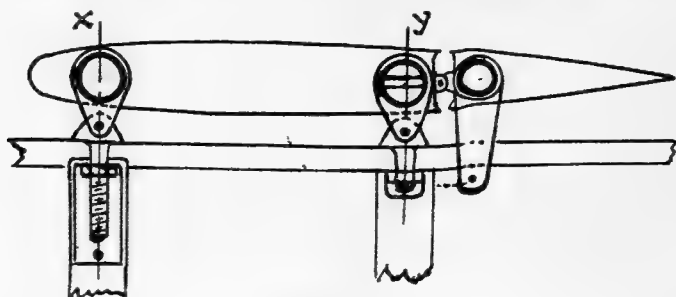


FIG. 181.

vol de l'incidence n'auront à intervenir que très rarement pour des avions légers.

Dans notre exemple, nous admettrons le réglage au sol sur longeron AV du plan fixe, l'axe fixe étant l'attache du longeron AR; de cette façon, l'influence sur la longueur des commandes sera très faible et facilement rattrapable d'ailleurs au moyen des systèmes de réglage (tendeurs ou chapes filetées) interposées sur le circuit des commandes.

Les réactions d'appui en X et Y conditionnent les dimensions des attaches AV et AR (fig. 181).

3^e COMMANDES. — Les commandes peuvent être *souples*, c'est-à-dire constituées par des câbles avec guidages et poulies de renvoi, ou bien les commandes sont *rigides*, c'est-à-dire constituées par des tubes; les changements de direction s'effectuent alors par renvois de sonnette, ou encore les commandes sont du système *Arens* :

a) Un exemple de commandes souples a été décrit au sujet des ailerons; nous nous contenterons de noter que dans ce cas le guignol doit être double; il n'est, en effet, sollicité que par des efforts de traction;

b) Soit à appliquer à volet un système de commandes rigides (fig. 182).

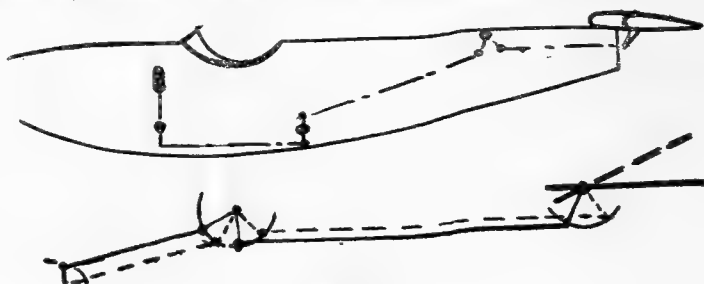


FIG. 182.

La longueur de la tringle la plus longue est de 1 m. 20; l'effort à transmettre = 292 k.

$$\frac{\pi^2 E I}{l^2} = 292,$$

$$\text{d'où } I = \frac{l^2 \times 292}{\pi^2 E} = \frac{1.200^2 \times 292}{10 \times 6.700} = 6.450.$$

Donc avec un tube de duralumin travaillant à la compression, nous devons avoir un I minimum de 6.450. Le tableau des moments d'inertie des tubes indique que la dimension 15 × 20 est suffisante. On montera, selon l'indication des Conditions Techniques Générales, deux tubes identiques, car les commandes doivent être doublées.

Nota. — On considère comme prudent de ne faire travailler les tubes qu'à la traction (sauf en ce qui concerne la bielle de liaison directe au guignol).

Toutefois, lorsque la commande est calculée à l'effort du pilote (au coefficient 3) et si cette charge excède largement l'effort aérodynamique, on peut admettre pour les commandes du tube travaillant à la compression.

En référant, avant de construire, aux services officiels, afin d'éviter de se voir refuser le certificat de navigabilité.

c) Les commandes *Arens* constituent un progrès sensible en ce qu'elles suppriment le montage complexe des tringleries (commandes rigides) tout en éliminant le « mou » inhérent aux commandes souples.

Elles sont constituées par un câble flexible (traction) placé à l'intérieur d'un ressort à boudin à spires jointives (compression); le tout est enfilé dans un tube de duralumin que l'on peut fixer par plaquettes ou colliers à la charpente de l'avion, même suivant des parcours sinueux pourvu que le rayon de courbure soit ≥ 40 mm.

Les extrémités comportent, une pièce cylindrique qui se soude aux extrémités du câble, lequel dépasse le ressort de quelques centimètres; la course est limitée par deux écrous qui viennent buter sur le tube de duralumin. Les pièces cylindriques sont filetées; une extrémité de la commande est reliée à un levier à la portée du pilote; l'autre extrémité à un guignol solidaire de la pièce à faire manœuvrer.

A noter qu'il y a lieu d'attendre,

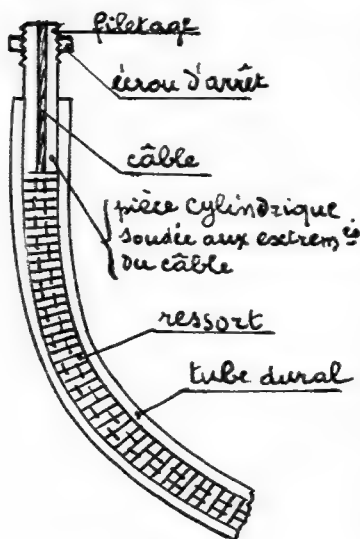


FIG. 183.

avant de les employer, leur homologation qui sera prononcée après essais sévères et concluants (fig. 183).

— *Calcul du manche à balai* (fig. 184). — Le manche à balai est un levier qui, par ses déplacements dans deux plans perpendiculaires, permet à lui seul de commander la profondeur et le gauchissement.

Le moment fléchissant maximum dû à la commande de profondeur est de $120 \times 500 = 60.000$ k/mm.

Mais il y aurait lieu de tenir compte également du moment dû au gauchissement, toutefois on ne peut admettre que le pilote exercera à la fois un effort maximum dans les deux sens; pratiquement donc, on adoptera la plus grande des deux valeurs suivantes :

Charge sur les ailerons + charge sur le volet, obtenues par l'aérodynamique ou effort du pilote sur le manche à balai $\times$ coefficient 3 = 120 k.

Dans notre exemple, c'est cette dernière valeur qui est à considérer.

Le levier sera un tube en duralumin 26×32 dont le I/v donné par la table = 1.750 mm³.

$$\frac{M}{I/v} = \frac{60.000}{1.750} = 34,2 < 36 \text{ k/mm}^2.$$

L'axe inférieur devra résister au cisaillement sous l'effort de

$$60.000/\text{entraxe} = 60.000/200 = 300; \text{ or, } d = 6 \\ 2 \times 28 \times 36 \times 3/4 = 1.520 > 300.$$

Le taux de travail à l'appui de la chape d'épaisseur 2 mm.

$$= 6 \times 2 \times 2 \times 36 = 865 \text{ k.} > 300.$$

§ II. — Dimensionnement d'un étambot.

Soit un étambot (fig. 185) dont le moment de flexion maximum est égal à :

$$17,2 + 44,6 + 32,4 = 94,2 \text{ kgm.}$$

et l'effort tranchant maximum à 238 k.

Si nous réalisons cette pièce en bois, nous lui donnerons, avantageusement une forme de caisson :

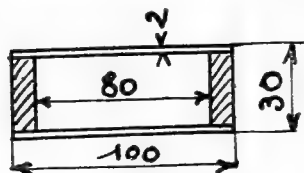


FIG. 185.

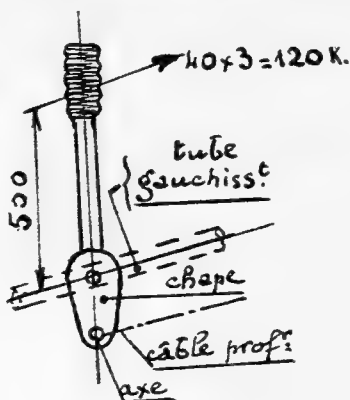


FIG. 184.

hauteur, c'est-à-dire dimension droite-gauche..... = 100 mm.
 largeur, c'est-à-dire dimension avant-arrière..... = 30 mm.
 épaisseur de chaque semelle = 10 mm.
 épaisseur de chaque flasque = 2 mm.

$$I = \frac{bh^3 - b'h'^3}{12} = \frac{3 (10^3 - 8^3)}{12} = 123 \text{ cm}^4$$

$$h^{4/3} = \sqrt[3]{10^4} = 21,5$$

$$\frac{2 I}{h^{4/3}} = \frac{246}{21,5} = 11,5.$$

Moment admissible pour une pièce de spruce =
 11.500 kg/cm. > 9.420 kg/cm.

La section des flasques = $2 \times 0,2 \times 8 = 3,2 \text{ cm}^2$.

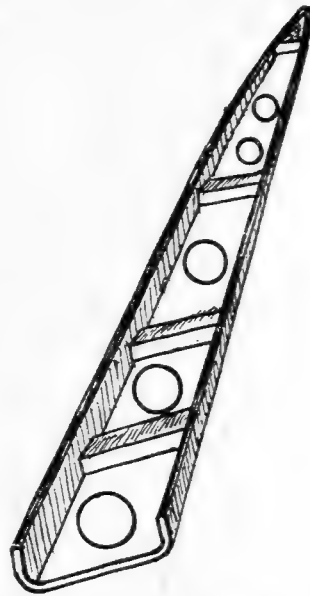
Au taux de travail de 80 k/cm², cette section résiste à $3,2 \times 80 = 256 \text{ k.} > 238 \text{ k.}$

Des diaphragmes seront prévus de place en place comme dans la construction du longeron-caisson d'aile; des tasseaux seront placés aux points d'attache sur le fuselage ou aux points d'articulation des plans verticaux.



Etambot bois

FIG. 186.



Etambot métallique

FIG. 187.

Le profil de l'étambot sera caréné suivant l'épaisseur de ces plans (fig. 186).

Si l'étambot est en métal (fig. 187), il peut être réalisé facilement en tôle pliée en U avec trous d'allègement et renforts rivés aux points d'attache.

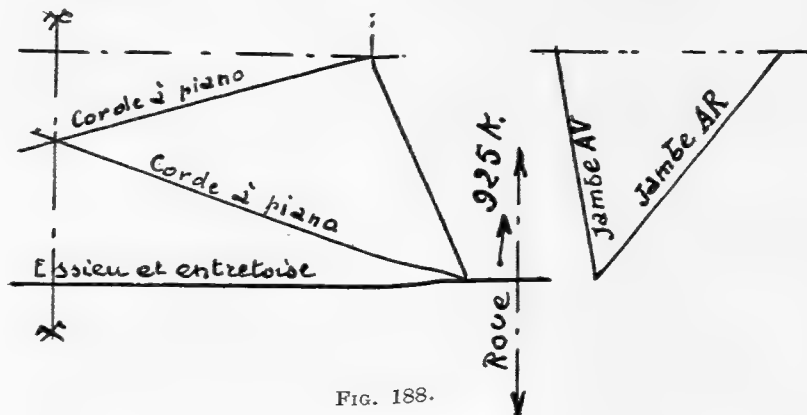
Nota. — Il est essentiel, dans la grande majorité des cas, de donner à l'étambot une certaine largeur, si l'on veut éviter les vibrations d'extrémité de fuselage et des empennages, vibrations qui peuvent avoir de très graves conséquences.

E) ATERRISSEUR

Les trois formes principales de trains qui ont été indiquées dans la II^e Partie se rapportent à des atterrisseurs métalliques qui tendent de plus en plus à se généraliser. Néanmoins il est bon de signaler les atterrisseurs en bois qui sont encore fréquemment employés pour les avions économiques.

1^o Atterrisseur en bois.

Nous considérerons d'abord un atterrisseur de type classique à amortisseurs sandows, train constitué de deux jambes en V, en bois et d'un essieu métallique, l'entretoisement étant obtenu par tubes et cordes à piano (fig. 188).



Les efforts maxima dans les barres, calculés comme il a été dit dans la II^e Partie, seraient les suivants, pour une charge sur la roue de 925 k., facteur de charge compris.

Jambe AV	Jambe AR	Essieu	Corde à piano	Entretoise
+ 1.100 k. — 400 k.	+ 600 k.	210 kgm.	— 800 k.	+ 700 k.

PANNEAU. — Une construction facile consistera à faire les jambes de train en lames de peuplier collées entre elles à joints contrariés

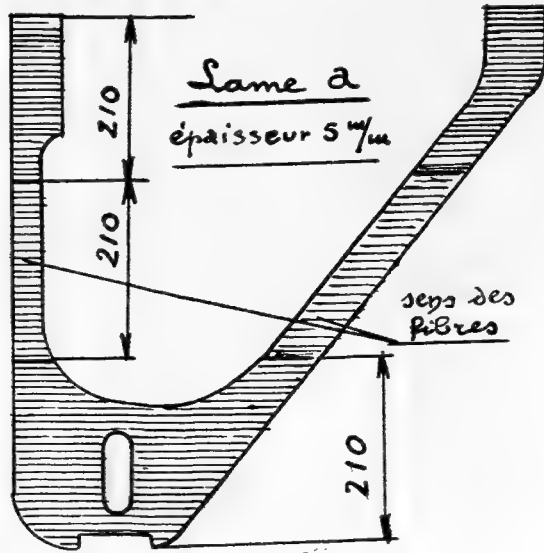


FIG. 189.

(fig. 189, 190, 191). Les extrémités supérieures seront élargies pour l'attache des ferrures et la partie inférieure également pour passage de l'essieu (lanterne ou lumière) et fixation des barres entretoises; de ces

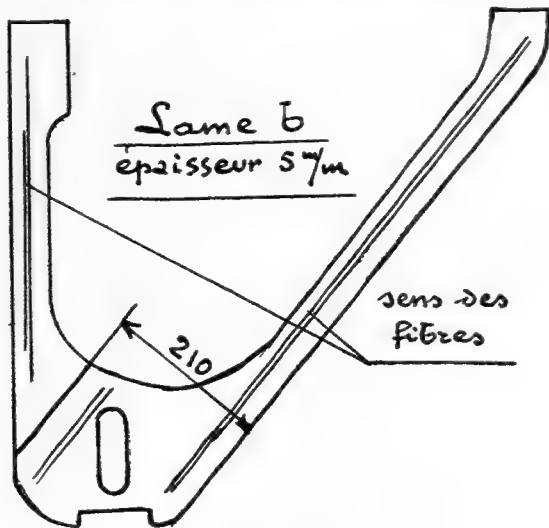


FIG. 190.

deux barres séparées, on fera un panneau (fig. 192) unique au moyen d'un quadrillage de baguettes de tilleul revêtu de contreplaqué de 15/10; l'ensemble sera ensuite enfermé dans un pantalon de toile fixé à l'enduit-colle, de façon à augmenter la solidité; on obtiendra ainsi un ensemble très rigide.

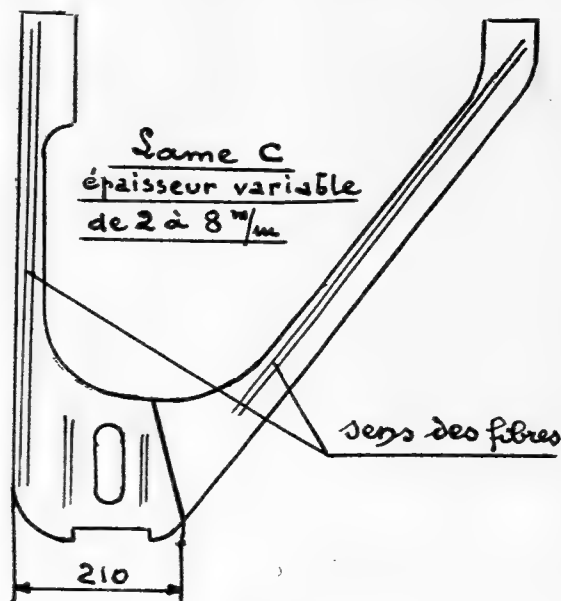


FIG. 191.

On vérifiera la résistance des jambes par les méthodes ordinaires (en négligeant le remplissage) :

La longueur libre de la jambe AV = 550 mm.

Le moment d'inertie en AB = $I = \frac{bh^3}{12} = \frac{25 \times 25^3}{12} = 32.500 \text{ mm}^4$

$\omega = 25 \times 25 = 625 \text{ mm}^2$.

$$1 + \frac{KI^2 \omega}{I} = 1 + \frac{550^2 \times 625}{10^4 \times 325 \times 10^2} = 1,585.$$

Fatigue = $\frac{1100 \times 1,585}{625} = 2,8 \text{ k./mm}^2$ (par la formule de Rankine).

$$\begin{aligned} \text{La formule d'Euler donne } \frac{\pi^2 E I}{l^2} &= \frac{10 \times 1200 \times 32.500}{550^2} \\ &= 1.290 > 1.100. \end{aligned}$$

La longueur libre de la jambe AR = 650.

Le moment d'inertie au milieu de cette longueur = $I = 22.000 \text{ mm}^4$.

$$\omega = 750 \text{ mm}^2.$$

$$1 + \frac{Kl^2 \omega}{I} = 1 + \frac{650^2 \times 750}{10^4 \times 22.000} = 2,45$$

$$\text{fatigue} = \frac{600 \times 2,45}{750} = 1,96 \text{ k/mm}^2 \text{ (Rankine).}$$

La formule d'Euler donne $\frac{10 \times 1.200 \times 22.000}{650^2} = 630 \text{ k.} > 600$.

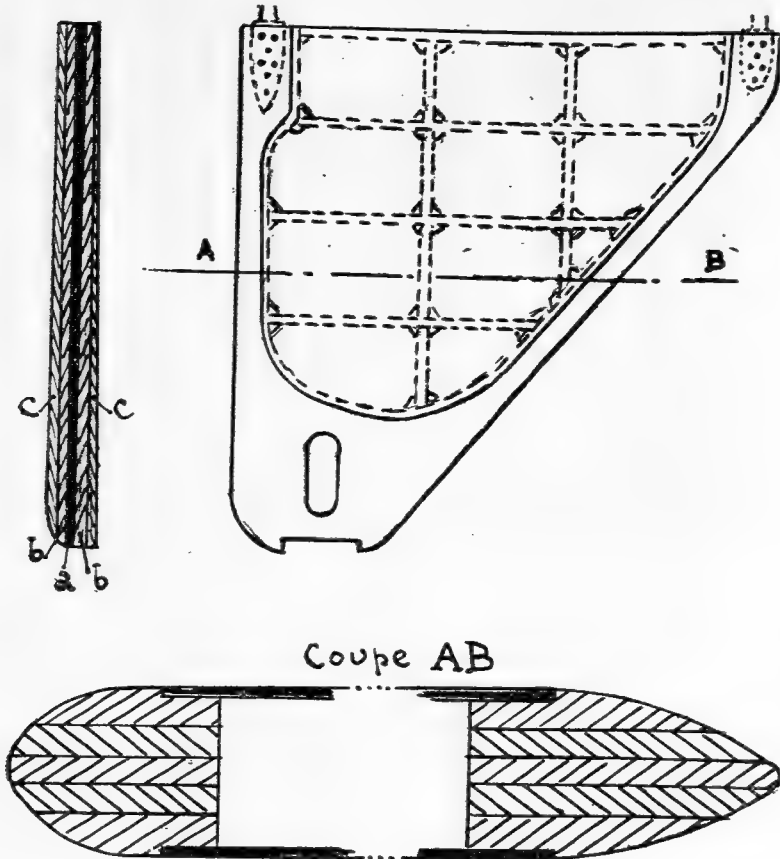


FIG. 192.

ESSIEU. — Le diamètre de l'essieu est conditionné par l'alésage de la roue à utiliser.

Pour une charge de 925 k., le tableau standard des roues (v. II^e Partie, page 78) indique que la roue 650 × 80 sera suffisante : l'alésage est de 45,3 mm. Le tube, choisi parmi les dimensions standard des tubes

en acier nickel spéciaux pour essieux, sera d'un échantillonnage 40×45 (dimensions courantes de ces tubes : 40×45 ; 48×55 et au-dessus pour le gros avions).

Le $\frac{I}{v}$ d'un tel tube = 3.500; la fatigue admissible est de 110 k/mm²

$$\frac{M}{I/v} = \frac{210.000}{3.500} = 60 \text{ k.}$$

ENTRETOISE. — L'entretoise — car l'essieu libre ne peut encaisser la compression — sera constituée par un double tube de duralumin enca-

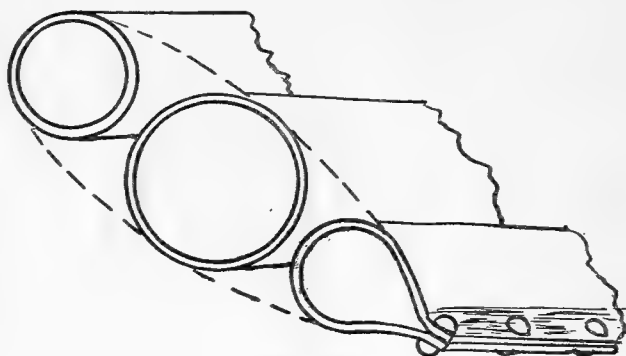


FIG. 193.

drant l'essieu : le tube avant sera circulaire, le tube arrière fendu, aplati et les lèvres seront fermées par rivetage (fig. 193). Pour diminuer la traînée, l'ensemble des 3 tubes peut être recouvert d'une toile élastique permettant le mouvement de l'essieu.

Chacune des deux barres supporte $\frac{700}{2} = 350$ k. de compression; la longueur est de 1,60 m.

Le I du tube circulaire = 17.000 mm⁴.

Le I du tube aplati = 14.000 mm⁴

$$\frac{\pi^2 E I}{l^2} = \frac{10 \times 6.700 \times 14.000}{1.600^2} = 365 > 350.$$

A ne considérer que la question de poids, on aurait sans doute pu utiliser un tube d'acier, car le rapport des modules d'élasticité comparé au rapport des densités est en faveur de l'acier, mais le diamètre extérieur de l'entretoise devait être comparable au diamètre de l'essieu pour obtenir un bon carénage et l'épaisseur courante des tubes est au moins de 1 mm. : dans ces conditions l'avantage restait au duralumin.

Dans certains appareils, ce carénage des entretoises est systématiquement rendu très profond et constitue un petit plan porteur.

PATINAGE. — Le calcul des sandows, effectué comme il a été dit dans la II^e Partie, conduit — par patinage — à 12 anneaux de sandow n° 75 ($D = 13$; filet rouge); la course est de 8 cm.

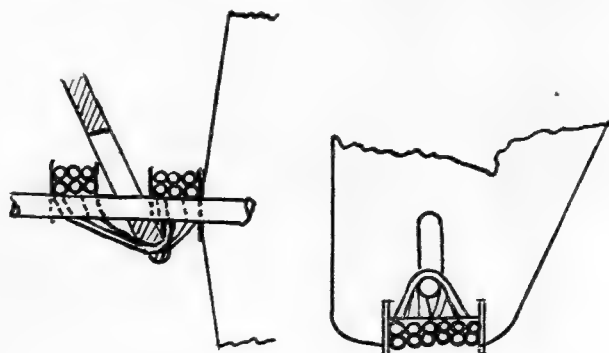
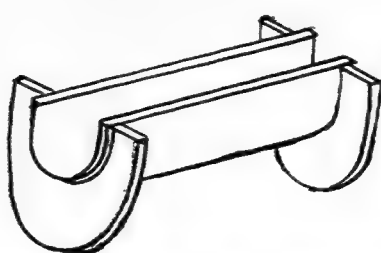


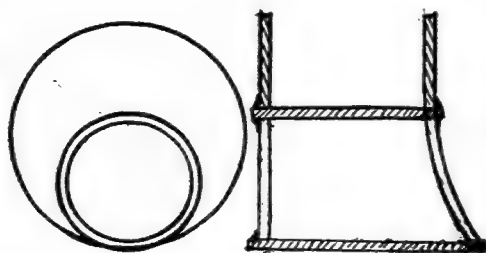
FIG. 194.

On répartira ces anneaux sur deux rangs de 6 à la base du panneau et en deux rangs de 3 de part et d'autre du panneau, sur l'essieu (fig. 194).



Coquille de base de panneau

FIG. 195.



Coquille sur essieu

FIG. 196.

Pour guider ces anneaux dans leur mouvement d'extension, on sera conduit à utiliser des coquilles à collerettes, l'une fixée à la base du panneau, les autres mobiles sur l'essieu et facilement exécutables en acier soudé autogène (fig. 195 et 196).

Les roues sont ordinairement arrêtées vers l'intérieur par la coquille à sandows, vers l'extérieur par une bague à collerette enfilée sur l'essieu et retenue par des boulons traversant l'essieu.

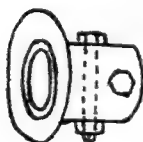


FIG. 197.

La bague d'extrémité est calculée au ripage, mais très largement car l'arrachement d'une roue, en pleine vitesse, peut causer de graves accidents, or en ce point

l'essieu peut être percé sans danger pour le passage du ou des boulons de fixation, même d'assez fort diamètre (fig. 197).

FERRURES. — Les ferrures supérieures de train seront constituées par des tôles embrassant l'épanouissement des jambes de train et coiffant une pièce d'acier formant chape (fig. 198).

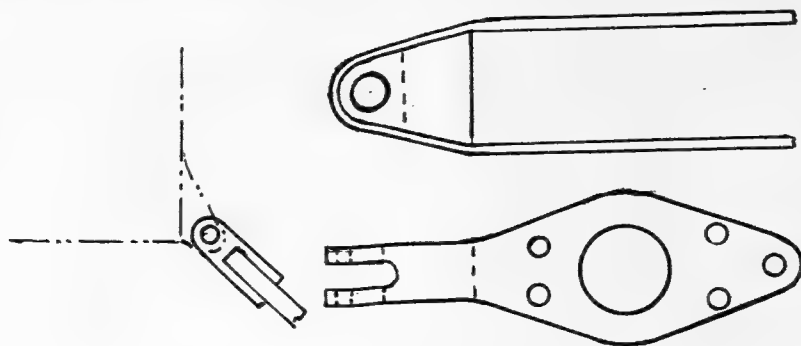


FIG. 198.

Nous avons précédemment (à propos de la voilure) calculé une pièce semblable en tant que résistance propre et en tant que résistance à la fixation.

2^o Soit un **train métallique** de type moderne, avec jambe élastique à ressorts (type S. M. A. ou type Messier) (fig. 199).

Le calcul fait, II^e Partie, donne :

Charge sur roues = 1.375.

Sur jambe-essieu	Sur jambe AR	Sur jambe élastique
$\left\{ \begin{array}{l} + 540 \text{ k.} \\ + 172 \text{ kgm.} \end{array} \right.$	+ 710 k.	+ 1.360 k.

La roue de 700 × 100 peut supporter 1.400 k.; son alésage = 55,3.

CALCUL DE LA JAMBE-ESSIEU. — L'emploi du tube standard 48 × 55 nous conduirait à un poids excessif et à un taux de travail très faible; on utilisera de préférence du tube d'acier nuance 15.

Le taux de travail pour l'acier nuance 15 = 70 ± 5 soit 65 k/mm² de charge pratique.

$$\frac{I}{v} \text{ nécessaire} = \frac{M}{\tau} = \frac{172.000}{65} = 2.650 \text{ mm}^3.$$

Le diamètre intérieur d se déduira donc de la formule :

$$0,1 \times \frac{(55^4 - d^4)}{55} = 2.650 \text{ mm}^3$$

d'où, tous calculs faits, $d = 52,5 \text{ mm}$.

On utilisera pratiquement du tube 55 — 52 qui satisfera ainsi au moment de flexion maxima.

Mais il y a lieu de vérifier aussi la compression pour laquelle la section dangereuse se trouve au milieu de la longueur de la jambe essieu comprise entre les attaches, soit $l = 0,600 \text{ m}$.

La formule d'Euler donne $\frac{\pi^2 E I}{l^2}$
 $= \frac{10 \times 22.10^3.76 \times 600}{600^2} = 46.000 \text{ k}$
 très supérieure à 540 k.

Remarque. — Il peut arriver que la flexion conduise à des épaisseurs considérables : on pourra, en ce cas, réaliser une sérieuse économie de poids sur le tube en le tournant

conique à l'extérieur, de C en D par exemple, en réservant une partie cylindrique de D en E pour l'attache sur le fuselage (fig. 200).

La JAMBE ÉLASTIQUE peut être calculée au moyen des formules données pour les ressorts. Pratiquement l'avionneur indique les cotes et

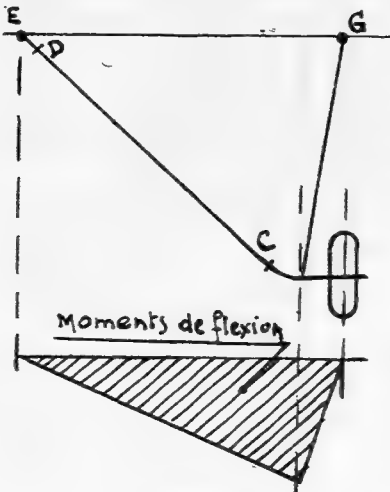


FIG. 199.

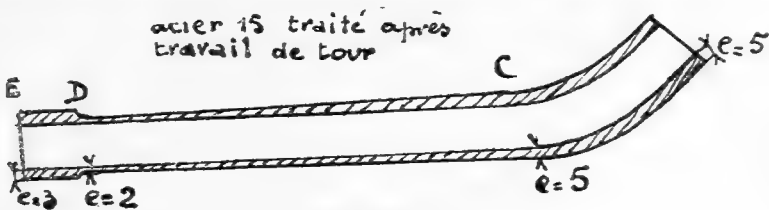


FIG. 200.

les efforts à une maison spécialisée qui établit la pièce au moyen de coefficients expérimentaux qui ont fait leurs preuves et ne la livre qu'après essais exécutés en présence d'un représentant de l'avionneur.

La JAMBE AR est en général un tube de section constante, carené ou non.

Les jambes AV et AR constituant un plan mobile, il importe que les axes de liaison de ces deux barres au fuselage soient rigoureusement dans le prolongement, l'un de l'autre. Les attaches peuvent être réalisées au moyen de chapes prolongeant un bouchon goupillé dans le tube qui constitue la jambe (fig. 201).

L'axe G (voir fig. 199) ou axe d'attache de la jambe élastique sur l'aile est orienté parallèlement aux axes du panneau mobile. Le plus

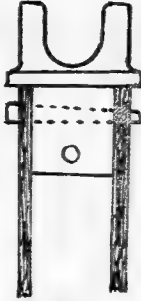


FIG. 201.

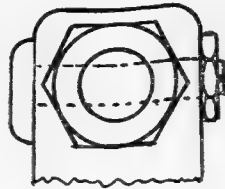


FIG. 202.

souvent cette attache est un véritable cardan (fig. 202), c'est-à-dire qu'elle comporte en plus de l'axe ci-dessus mentionné, un axe normal au précédent de façon à éviter tout effort secondaire à la liaison de la jambe élastique sur l'aile : en cas d'atterrissage piqué, l'effort est reporté sur le panneau mobile.

F) FUSELAGE

La construction d'un fuselage peut être envisagée de plusieurs façons :

— Fuselage souple, c'est-à-dire dont les cadres et les travées sont croisés par des cordes à piano.

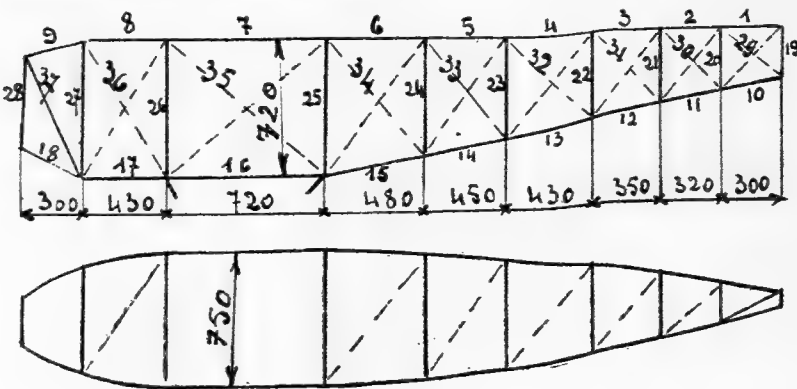


FIG. 203.

— Fuselage rigide où le croisillonnement est obtenu au moyen de barres travaillant à la traction ou à la compression

— Fuselage-coque.

De plus chacun de ces types est en bois ou métallique.

1° Soit un fuselage souple en bois (fig. 203).

Les efforts maxima dans chacune des barres sont obtenus au moyen des calculs indiqués dans la II^e Partie.

Barres	Efforts	Long.	Barres	Efforts	Long.	Barres	Efforts	Long.
1	+ 275		13	+ 1.115		27	+ 1.100	
2	+ 480		14	+ 1.310		28	+ 420	
3	+ 825		15	+ 1.450				
4	+ 1.125		16	+ 1.515				
5	+ 1.310		17	+ 1.375		etc.	etc.	
6	+ 1.450		18	+ 570				
7	+ 1.515		19	+ 410				
8	+ 1.375		20	+ 385				
9	+ 570		21	+ 385				
10	+ 275		22	+ 385				
11	+ 480		23	+ 385				
12	+ 825		24	+ 360				
			25	+ 1.180				
			26	+ 2.800				

LONGERONS. — Le tableau nous indique que les longerons subissent des efforts variant de 275 à 1.515 k.

Les sections de ces éléments pourront présenter les aspects donnés par les figures 204 à 208.

Nous adopterons la section ci-dessous (fig. 209).

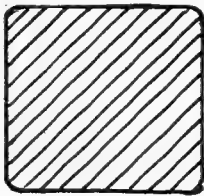


FIG. 204.

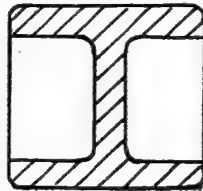


FIG. 205.

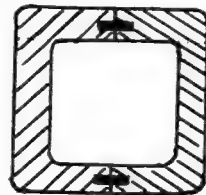


FIG. 206.

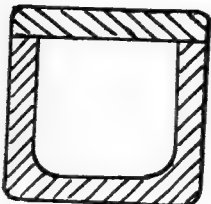


FIG. 207.

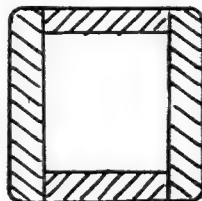


FIG. 208.

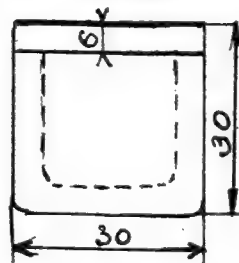


FIG. 209.

a) La travée la plus chargée supporte 1.515 k. pour une longueur de 720 mm.

En gardant la section pleine,

la section $\omega = 900 \text{ mm}^2$,

le moment d'inertie $I = 675 \times 10^2$,

$$\text{le facteur } \frac{Kl^2 \omega}{1} = \frac{720^2 \times 900}{10^4 \times 675 \times 10^2} = 0,69.$$

$$\text{La fatigue} = \frac{1.515 \times 1,69}{900} = 2,85 \text{ k/mm}^2 < 3,5.$$

La formule d'Euler donne :

$$\frac{\pi^2 E I}{l^2} = \frac{\pi^2 \times 1.200 \times 675 \times 10^2}{720^2} = 1.560 \text{ k.} > 151 \text{ k.}$$

b) Le toupillage maximum donnerait la section ci-dessous (fig. 210).

$$\omega = 575 \text{ mm}^2$$

$$I = 58.700$$

mais le taux de travail autorisé n'est plus que $3,5/1,5 = 2,34 \text{ k./mm}^2$.

Cette section convient pour la travée 4 ou 13 et *a fortiori* pour les travées suivantes telles que 3 ou 12, etc.

En effet, la formule d'Euler donne :

$$\frac{\pi^2 \times 1.200 \times 587 \times 10^2}{430^2} = 3.800 > 1.125,$$

et la formule de Rankine :

$$\frac{1.125 \times \left(1 + \frac{430^2 \times 575}{10^4 \times 587 \times 10^2}\right)}{575} = \frac{1.125 \times 1,10}{575} = 2,16 < 2,34.$$

Un calcul analogue nous indiquerait pour les travées 6-15 et 5-14 des toupillages moins accusés, en conservant toujours un couvercle de 6 mm. d'épaisseur. Le toupillage sera arrêté au droit de chaque montant ou traverse.

MONTANTS ET TRAVERSES. — Les sections adoptées pour les montants ou traverses sont analogues à celles que nous avons indiquées pour les longerons. Dans la construction d'un fuselage, il est assez fréquent de rencontrer les mêmes dimensions extérieures pour les montants et traverses que pour les longerons; pour économiser le poids du matériau, on peut employer des dimensions inférieures, sans descendre toutefois au-dessous de 20×20 , avec épaisseur minima de 6 mm.

ω est alors égale à 336 mm^2 ,

I est alors égal à 13.000 mm^4 .

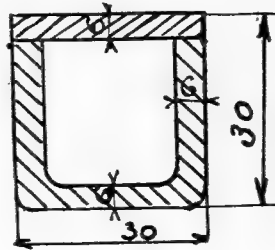


FIG. 210.

Une telle section conviendrait, par exemple, pour les montants de 19 à 24.

Par contre pour le montant principal AV, recevant les efforts du train et de la voilure, la section maxima possible 30×30 est insuffisante.

On emploiera un montant métallique : tube d'acier 27/30 nuance 12.

$$\omega = 133 \text{ mm}^2$$

$$I = 14.10^3 \text{ mm}^4.$$

La fatigue au flambage (formule de Rankine) est de 32 k. < 40 k.

Remarque I. — La remarque que nous avons fait précédemment au sujet des surcharges apportées aux montants et traverses par la tension initiale des cordes à piano s'applique également ici.

Remarque II. — Des remplissages seront prévus dans les montants et traverses creux au droit des points de fixation des aménagements.

CORDES A PIANO. — Le tableau des efforts dans les barres ayant indiqué les sollicitations de chaque corde du croisillonnement, on utilisera la dimension correspondante, d'après le tableau donné précédemment (cordes bouclées). Voir chapitre I^{er} : Les Aciers.

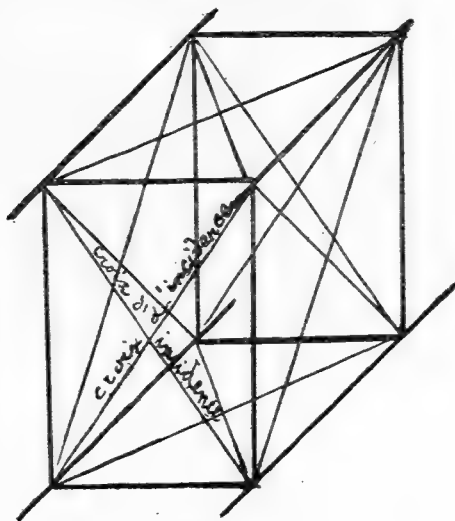


FIG. 211.

Pour les croix d'incidence (fig. 211) on calculera l'effort qu'elles auraient à supporter au cas de rupture de la corde du plan vertical ou du plan horizontal immédiatement précédente : leur rôle est en effet

de reporter sur la poutre parallèle la charge d'une poutre qui, accidentellement, ne serait plus triangulée. A remarquer que ces cordes sont entièrement distendues au cours d'un essai de torsion, si les panneaux extrêmes (encastrement et panneau d'application de l'effort) sont solidement croisillonnés.

Pratiquement on adopte, pour les croix d'incidence, l'échantillonnage de la corde adjacente la plus forte.

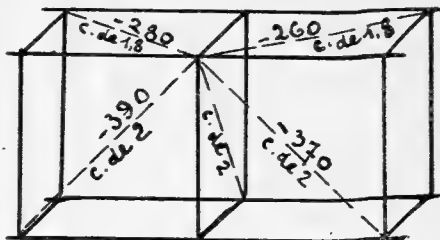


FIG. 212.

FERRURES. — Soit un nœud de fuselage dont les efforts et les dimensions des cordes sont indiqués sur le schéma (fig. 212).

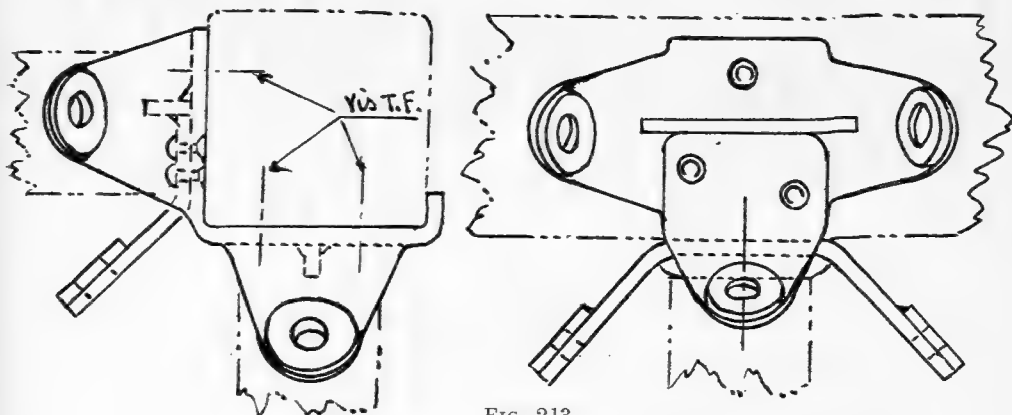


FIG. 213.

Développement

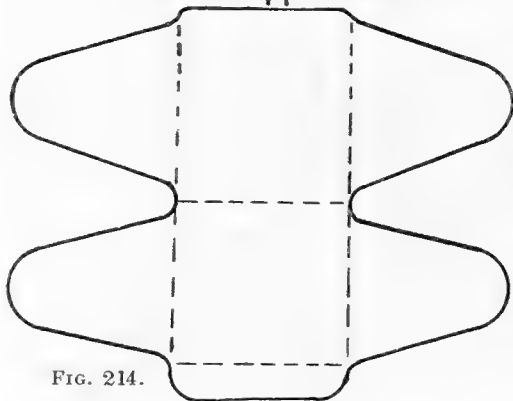


FIG. 214.

On pourra utiliser une ferrure du type représenté figure 213.

Cette ferrure est constituée par deux tôles en acier 12 : l'une d'elles enveloppe le longeron et porte les pattes de croisillonnement vertical et de croisillonnement horizontal, l'autre tôle, rivée sur la première porte la patte de croisillonnement trans-

versal; la traverse et le montant sont empêchés dans tout mouvement de glissement latéral ou vertical par l'angle de pattes ou par les petites languettes soudées, en acier de 1 mm. d'épaisseur; la ferrure est maintenue sur le longeron par trois vis à tête fraisée (vis T. F.).

Le calcul des divers éléments est donné ci-dessous :

— Diamètre de l'axe de tendeur correspondant aux cordes de 2 ou de 1,8 = 4 mm.

Épaisseur de la tôle = 1,5.

Épaisseur du renfort soudé = 1 mm.,

Travail à l'appui $4 \times (1,5 + 1) \times 40 = 400 \text{ k.} > 390 \text{ k.}$, plus forte charge indiquée sur le schéma.

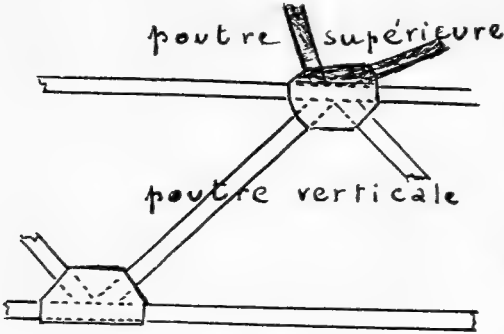


FIG. 215.

— Diamètre du renfort = 10 mm.

$$\text{surface} = \frac{\pi}{4} (10^2 - 4^2) = 66 \text{ mm}^2,$$

$$\text{effort} = \frac{390}{2,5} \times 1 = 156 \text{ k.},$$

$$\text{fatigue} = 156/66 = 2,36 \text{ k/mm}^2 \text{ de surface de soudure.}$$

— Section dangereuse à la traction = $6 \times 2,5 = 15 \text{ mm}^2$

$$\text{fatigue} = \frac{390}{15} = 26 \text{ k/mm}^2 < 40 \text{ k.}$$

— Rivetage de la patte de croisillonement transversal :

2 rivets de 3; section totale = $2 \times 7 = 14 \text{ mm}^2$.

$$14 \times 32 \text{ k.} = 450 \text{ k.}$$

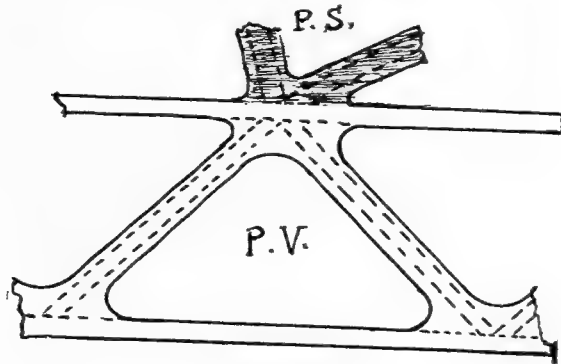


FIG. 216.

REMARQUE. — Au lieu de cette complication des ferrures de croisillonnement, on adopte plus souvent dans les fuselages modernes des croisillons constitués par des barres en bois travaillant à la compression et à la traction; l'assemblage s'effectue alors au moyen de larges goussets en contreplaqué, calculés à la surface de collage (fig. 215 et 216).

2° Fuselage métallique.

Dans un fuselage métallique, on emploie soit le croisillonnement souple, soit de préférence un croisillonnement rigide avec goussets métalliques rivés sur les éléments à assembler (fig. 217).

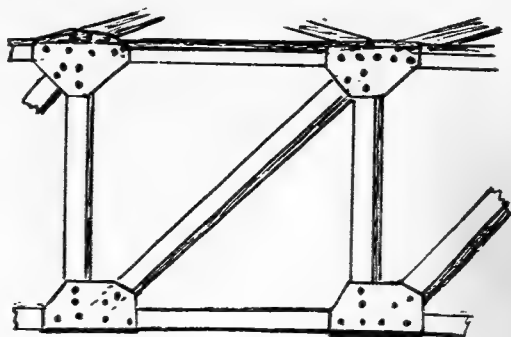


FIG. 217.

FUSELAGE SOUDÉ (fig. 218). — Un autre système encore simplifié est le fuselage en tubes soudés; naturellement il faut abandonner l'alliage léger, mais grâce aux aciers chrome-molybdène, on peut compter sur un taux de travail minimum (c'est-à-dire aux abords de la soudure) de 55 k./mm²; si l'on considère que la compression est l'effort prépondérant dans la plus grande partie des barres d'un fuselage, l'intérêt du duralumin au point de vue du poids disparaît au bénéfice de la facilité de construction.

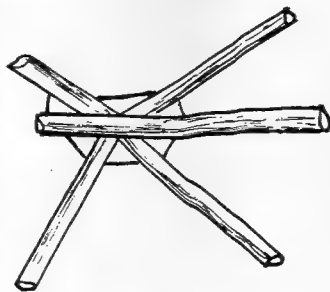


FIG. 218.

LONGERONS. — Reprenons les chiffres donnés précédemment pour les efforts dans les barres et considérons un fuselage soudé (acier chrome-molybdène).

Barre la plus chargée et la plus longue : 1.515 k. pour une longueur de 720 mm.

Du tube 20/22 dont $\omega = 84$ et $I = 3.712$ est suffisant, en effet :

$$\frac{\pi^2 E I}{l^2} = \frac{23 \times 10^4 \times 37 \times 10^2}{52 \times 10^4} = 1.640 > 1.515.$$

d'autre part, la formule de Rankine donne 45 k. < 55 k. admissibles.

Cette section 20/22 pourrait être diminuée suivant les efforts et les longueurs de travée pour devenir successivement 18/20, 16/18, mais il faudrait alors avoir recours à une certaine longueur de télescopage à chaque variation de section et on aurait tôt fait de perdre, et au delà, l'avantage de poids.

En effet :

$$\begin{aligned}\omega \text{ 20/22} &= 66 \text{ mm}^2, \\ \omega \text{ 18/20} &= 60 \text{ mm}^2, \\ \omega \text{ 16/18} &= 54 \text{ mm}^2.\end{aligned}$$

Il sera donc préférable, la plupart du temps, de garder la même section de longeron ou, si l'épaisseur est forte, de tourner extérieurement le tube.

TREILLIS. — Les barres du treillis, soit horizontal, soit vertical, ainsi que les barres transversales sont reliées aux longerons par l'intermédiaire de goussets non enveloppants consistant en de simples triangles de tôle (fig. 218); au dire des spécialistes, ces goussets ne sont pas indispensables, la liaison des tubes pouvant se faire par simple aboutage soudé autogène, la surface de contact étant suffisante pour tenir aux efforts de traction.

Les treillis sont calculés à la compression : soit une barre de 1 m. supportant 390 k.

$$I = \frac{l^2}{\pi^2 E} \times 390 = 1770 \text{ mm}^4.$$

Il suffit de chercher un tube de diamètre extérieur voisin de celui des tubes adjacents, d'épaisseur au moins égale à 1 mm. et dont la valeur I soit ≥ 1770 . (Les épaisseurs varient normalement par 1/2 millimètre : 1-1,5-2-2,5...)

Les montants ou les traverses sur lesquels viennent se fixer les ferures de liaison à la voilure, au train, aux empennages sont en général à section carrée afin de faciliter la fabrication et la liaison de ces ferures pour lesquelles la soudure est généralement remplacée par le rivetage, le goupillage ou le boulonnage.

3° Fuselage-coque en bois.

Un fuselage-coque s'établit au moyen d'un moule en bois, en deux parties au moins, séparées par des cales qui, enlevées après finition du fuselage, permettent le démoulage (Voir fig. 219).

Le moule comporte des encoches longitudinales et transversales dans lesquelles sont introduits les couples et les lisses qui constituent le squelette de la coque et qui doivent exactement affleurer le moule. Sur cet ensemble, on enroule en hélice et jointivement d'étroites bandes de tulipier, d'okoumé, d'acajou, de bouleau, que l'on colle et cloue sur les

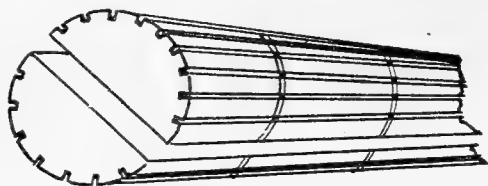


FIG. 219.

lisses et cercles, tandis que l'on se contente d'un clouage provisoire sur le moule; un deuxième enroulement est collé sur le premier et croisé avec lui, un troisième... Lorsque l'ensemble est sec, on scie suivant le plan d'assemblage du moule, on réunit par collage et clouage d'un couvre-joint intérieur, les deux demi-coques et on enveloppe de toile.

Le calcul théorique d'une telle coque à la flexion et à la torsion est relativement facile : il y a lieu toutefois de bien tenir compte des flambages locaux que peut provoquer un quadrillage à mailles trop larges.

Mais les efforts provenant du train ou de la cellule ne seront convenablement encaissés qu'au moyen de ferrures intéressant le plus grand nombre possible de pièces élémentaires : une ceinture métallique entourant le fuselage et reliée à chaque lisse élémentaire serait la meilleure fixation; il va sans dire qu'au droit de cette ceinture serait prévu un couple robuste.

4° Fuselage-coque métallique.

Les coques métalliques ne procèdent pas du même principe; le revêtement est en général trop mince pour qu'il puisse résister aux flambages locaux si on le fait entrer dans le calcul de résistance; la carcasse seule est calculée, sur cette carcasse ou armature, composée de couples et de lisses principales et secondaires, sont rivées les tôles de revêtement; le tout est en alliage léger.

On pourrait imaginer également une armature d'acier doux avec tôles d'acier de 1/10 d'épaisseur soudée à l'étain ou électriquement,

le damier intérieur devrait être très serré pour éviter la déformation du revêtement; les frais d'études, d'essais et de fabrication de profilés spéciaux pour l'armature seraient sans doute rapidement amortis par le gain de temps réalisé sur la pose du revêtement.

5° Bâti-moteur.

Le berceau-support des moteurs en étoile est généralement formé d'un caisson ajouré comportant quatre branches plus ou moins longues (fig. 220-221). Pour les moteurs fixes, on emploie en général, deux longerons, sur lesquels sont boulonnées les pattes d'attache et un haubannage de tubes (fig. 222), ce haubannage est parfois remplacé par des tôles et cornières (fig. 223).

— Le capot moteur est toujours métallique (tôle d'aluminium) quelque soit le mode de revêtement du reste du fuselage.

Annexe.

CALCUL DU GLISSEMENT.

Dans la construction d'avions métalliques, le problème de la liaison de la semelle à l'âme et de la liaison des semelles entre elles, se présente constamment.

Cette liaison s'effectue au moyen de rivets qui s'opposent aux effets de glissement ou décollement (cisaillement longitudinal).

Le nombre de rivets que l'on dispose pour pallier au gondolement des tôles, est en général, très surabondant pour s'opposer au glissement; il est bon, toutefois, d'effectuer la vérification.

1° Liaison de l'âme à la semelle.

Entre deux sections $A_1 B_1$ et $A_2 B_2$, la section des rivets doit tenir à l'effort F_2 — F_1 :

$$F_1 \text{ en } A_1 B_1 = \frac{M_1}{I_1} \times W_1.$$

$$F_2 \text{ en } A_2 B_2 = \frac{M_2}{I_2} \times W_2.$$

M_1 et M_2 étant les moments de flexion dans les sections $A_1 B_1$ et $A_2 B_2$, I_1 et I_2 les moments d'inertie, W_1 et W_2 les moments statiques = $\Sigma \omega h$ c.-à-d. somme des produits des sections élémentaires par leur distance à l'axe neutre.

2° Entre deux semelles superposées, l'effort de décollement est donné par la même formule, mais M , I , W se rapportent non plus aux semelles totales mais aux parties de semelle dont on calcule le glissement.

En pratique, connaissant le plus grand effort tranchant T dans la poutre et l'écartement ε des rivets nécessaire pour éviter le gondolement des tôles, soit $\leq 5 D$, on vérifie que la résistance au cisaillement d'un rivet est $> F = \frac{\varepsilon T W}{I}$.

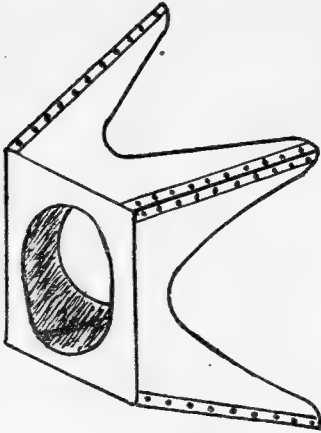


FIG. 220.

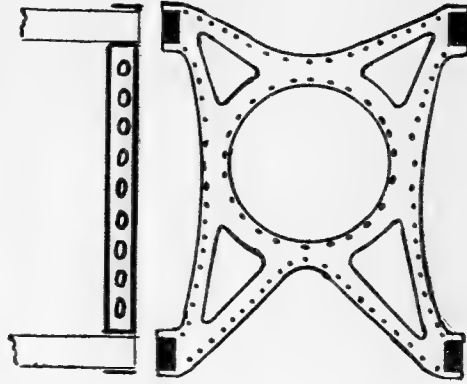


FIG. 221.

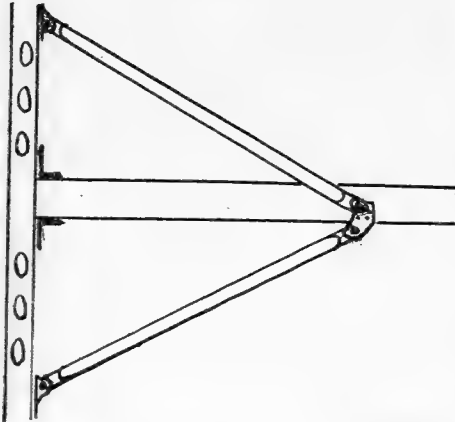


FIG. 222.

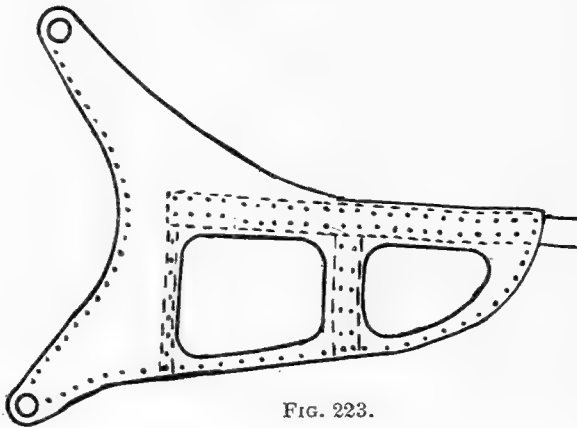
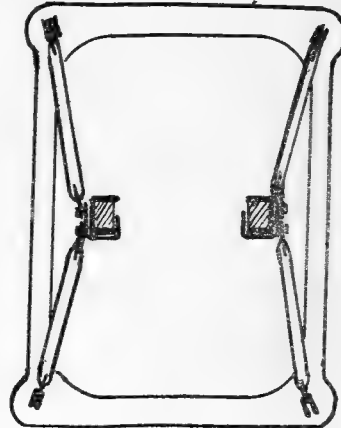


FIG. 223.

Si la hauteur de la poutre varie ou si l'écartement des rivets est variable, il y a lieu de faire de nouvelles vérifications.

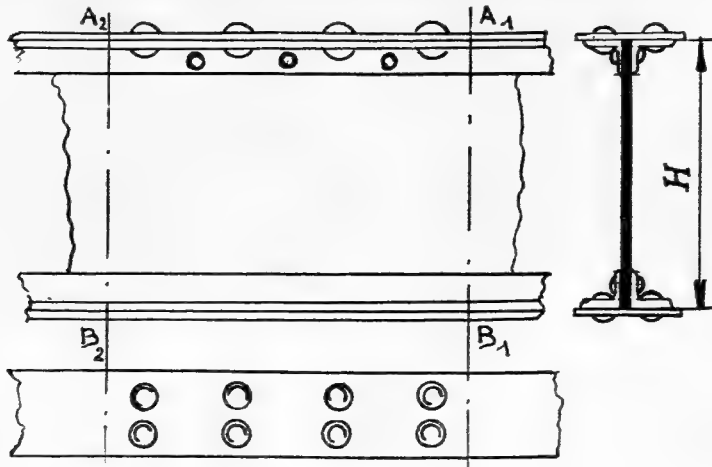


FIG. 224.

Exemple. — Soit une poutre comme celle représentée sur la figure 224 et de caractéristiques suivantes :

Plate-bande extérieure :

Moment statique.....	= 6.720 mm ³ .
Moment d'inertie.....	= 117 × 10 ⁴ mm ⁴ .
Diamètre des rivets.....	= 4 mm.
Espacement des rivets.....	= 20 mm.
Effort tranchant affectant cette semelle.	= 550 k.

Cornières et plate-bande :

Moment statique.....	= 12.470 mm ³ .
Moment d'inertie.....	= 510 × 10 ⁴ mm ⁴ .
Diamètre des rivets.....	= 4 mm.
Espacement des rivets.....	= 20 mm.
Effort tranchant maximum.....	= 1.100 k.

Le glissement de la plate-bande supérieure sur les cornières

$$= \frac{20 \times 550 \times 6.720}{117.10^4} = 64 \text{ k.}$$

Le glissement des semelles sur l'âme =

$$\frac{20 \times 1.100 \times 12.470}{510 \times 10^4} = 54 \text{ k.}$$

Or, la résistance de 2 rivets de 4 au simple cisaillement (semelle sur cornière) ou d'un rivet de 4 au double cisaillement (liaison à l'âme) =

$$2 \times \frac{\pi}{4} \times 4 \times 25 \text{ k} = 625 \text{ k} > 54 \text{ ou } 64.$$

CHAPITRE III

L'ESSAI STATIQUE

§ 1^{er}. — GÉNÉRALITÉS

On a vu que le coefficient de sécurité adopté pour le calcul des avions était environ de 2,5 à la rupture. Ce coefficient qui semble excessif est motivé :

a) Par certaines causes d'affaiblissement du matériau : l'usure des pièces et les défauts locaux éventuels, malgré le contrôle sévère exercé sur des échantillons;

b) Par l'hétérogénéité des assemblages qui ne permet qu'un calcul approché au moyen d'hypothèses simplificatrices.

Le procédé de contrôle le plus péremptoire est donc l'essai à la rupture, le seul pratiquement réalisable étant l'essai sous une charge statique.

Mais pour les petits avions de construction courante, les services officiels se contentent d'un calcul complet et des justifications de résistance.

Si la construction adoptée ne permet pas un calcul suffisamment probant, le Service technique peut exiger un essai statique soit partiel sur l'élément dont la résistance apparaît douteuse (longeron, ferrure), soit sur un ensemble tel que voilure, fuselage, etc. Ce dernier essai ne sera généralement poussé que jusqu'à un coefficient inférieur à la limite élastique E de façon que la pièce puisse être utilisée — si elle donne satisfaction — dans l'assemblage de l'appareil : on a adopté le chiffre $\frac{4}{9}$ de la rupture ou $\frac{4}{9} R$, car si $\frac{E}{R}$ est bien voisin de 1 pour le bois, il est sensiblement égal à $\frac{7}{9}$ pour l'acier et $\frac{6}{9}$ pour le duralumin.

Si un tel essai ne donne pas de sérieuses indications pour les pièces travaillant à la compression (car le flambage peut se produire pour une charge légèrement supérieure à celle supportée en cours d'essai), il correspond bien néanmoins aux cas de vol sans surcharge accidentelle et il a de plus, par rapport à l'essai à la rupture, l'avantage d'une sensible économie.

§ II. — PRÉPARATION ET EXÉCUTION DES ESSAIS STATIQUES

On ne parlera que des essais sur des ensembles : cellule, fuselage, atterrisseur..., les essais sur éléments étant beaucoup plus simples.

Un essai statique doit être préparé minutieusement; la réalisation, par contre, si elle doit être très soignée n'exige que la mise en œuvre de moyens rudimentaires. Le soin apporté a pour but d'empêcher toute erreur qui conduirait à recommencer inutilement l'expérience et surtout d'éviter toute déformation permanente ou rupture prématurée qui pourrait être onéreuse sans donner l'indication cherchée.

Le support du planeur ou de la partie du planeur à essayer est constitué par un bâti robuste, soit en bois de charpente assemblé par des goussets en tôle d'acier doux de forte épaisseur et des boulons à grand diamètre, soit en métal (fers à I et cornières du commerce à fortes dimensions); nous rappelons pour mémoire les dimensions courantes des bois de charpente :

Madrier	230 × 75 mm.	Chevron	$\left\{ \begin{array}{l} 110 \times 75 \\ 75 \times 75 \end{array} \right.$
Basting	165 × 65 ou 60	1/2 basting	80 × 65 ou 60

La charge peut être obtenue par des rectangles de toile à bâche plombée; mais le prix élevé de ce lest le fait remplacer dans la grande majorité des cas par des sacs de sable de 5, 10, 20 k. approximativement : le sable étant un matériau hygrométrique, il y a lieu de noter, avant l'essai, le poids exact; dans le cas où une forte charge doit être placée sur une surface réduite, on peut remplacer l'amoncellement des sacs par des gueuses de fonte.

La mesure des déformations se fait au moyen de piges télescopiques réalisées par des tiges de bois coulissant l'une sur l'autre (fig. 225).



Essai de cellule.

Soit une cellule monoplane de caractéristiques correspondant au schéma (fig. 226).

FIG. 225. D'accord avec les services officiels, il a, par exemple, été décidé que le programme d'essais serait le suivant :

Facteur de charge : 7 (avion normal : voir II^e Partie, Chapitre 1^{er})

Essai aux 4/9 de 7 soit 3,11.

Inclinaison 8 degrés, pour tenir compte de la traînée.

Points d'attache $\left\{ \begin{array}{l} \text{au droit de la cabane : 4 points.} \\ \text{sur simili-fuselage.....} \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \text{au droit des mâts obliques : 4 points.} \end{array} \right.$

Répartition des charges (fig. 227).

Cinq tranches égales sur la profondeur :

1 ^{re} tranche	AV	9/25	de la charge.
2 ^e	—	7/25	—
3 ^e	—	5/25	—
4 ^e	—	3/25	—
5 ^e	—	1/25	—

La cellule sera retournée (fig. 228), le bâti représentera un tronçon de fuselage fictif afin de ménager les huit points d'attache; il doit donc

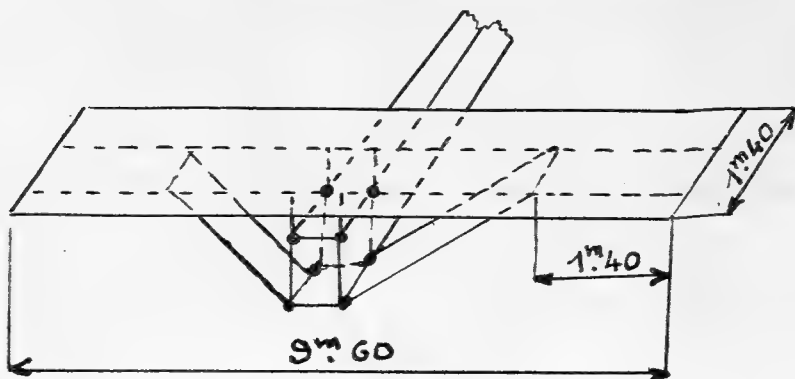


FIG. 226.

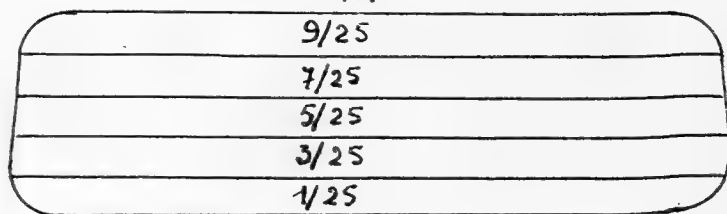
avoir une base de sustentation aussi grande que possible afin d'éviter le déversement et être bien appuyé, afin d'éviter l'arrachement, soit au moyen de contre-poids, soit plutôt par crampons, scellés dans la maçonnerie qui forme le sol de l'atelier d'essai.

(Avec une cellule biplane, ce bâti devrait comporter une superstructure avec passerelles permettant le chargement des sacs sans danger.)

Le chargement à placer sur l'aile est donné par la formule :

$$C = n (\pi - p_e) - p'_e.$$

AV.



AR.

FIG. 227

(La cellule étant retournée, son propre poids p_e diminué du poids du revêtement, mais augmenté du poids du contreplaqué servant à poser les sacs — soit p'_e — constitue déjà une partie de la charge qu'il y a lieu de retrancher de

$$(\pi - p_e),$$

effort transmis à la membrure.

Dans une cellule à revêtement travaillant, $p'_e = p_e$.

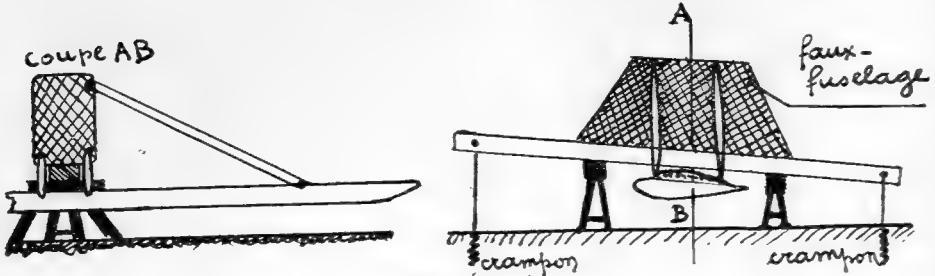


FIG. 228.

Si l'essai de notre cellule a lieu au premier cas de vol, au facteur de charge 3,11.

$$\begin{aligned} \text{Pour } \pi &= 400 \\ p_e &= 73,5 \\ p'_e &= 70, \end{aligned}$$

la charge totale sera 3,11 (400 — 73,5) — 70 = 1.020 k.

Cette charge sera donc répartie par zones, suivant l'indication précédente, soit :

Zone 1, $9/25 \times 1.020$	=	368 k.
Zone 2, $7/25 \times 1.020$	=	286 k.
Zone 3, $5/25 \times 1.020$	=	204 k.
Zone 4, $3/25 \times 1.020$	=	122 k.
Zone 5, $1/25 \times 1.020$	=	40 k.
Total		1.020 k.

Mais il est pratique de faire en outre une répartition dans le sens de l'envergure, en somme de diviser l'aile en tranches parallèles à la profondeur, soit neuf tranches également chargées.

Sur les panneaux de contreplaqué recouvrant la charpente de l'aile, on tracera donc à la craie le quadrillage correspondant aux zones et aux tranches.

Sur le sol on tracera une figure équivalente et dans chacun de ces rectangle seront disposées les charges en tas séparés (fig. 229).

Les sacs étant généralement établis pour 20, 10, 5 k., on reportera les différences d'une tranche sur l'autre ou même d'une zone sur l'autre :

Ainsi $\frac{368}{9} = 40,9$ k. pour chaque tranche de la première zone, on chargera sept tranches à 40 k. et deux tranches à 45 k., soit au total 370 k.

Mais, dans la deuxième zone $\frac{286}{9} = 31,8$, on chargera six tranches à 30 k. et trois à 35 k., soit au total 285 k.

Finalement on aura la répartition donnée par la figure 229.

Les sacs étant ainsi disposés sur le sol, on mettra en place des vérins par l'intermédiaire de cales, au-dessous de points solides, un à l'extré-

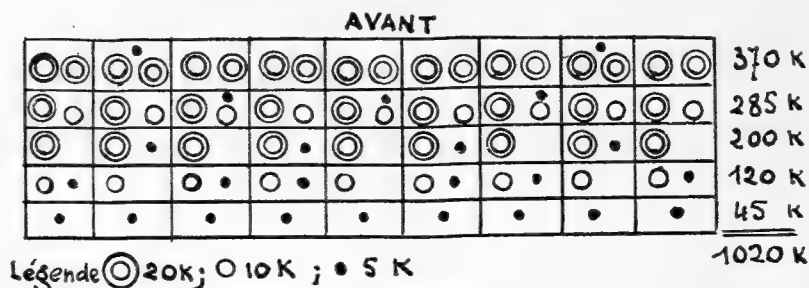


FIG. 229.

mité de l'aile, un à l'emplanture des mâts obliques, un autre à l'attache des mâts de cabane, et cela pour chacun des longerons AV et AR droite et gauche, soit douze vérins.

Une équipe d'ouvriers est effectuée à la pose des sacs, une autre à la manipulation des vérins et chacun d'eux est exactement renseigné sur les opérations qu'il a à effectuer. Au besoin, on fera une répétition au facteur de charge 1.

Tout étant ainsi paré, on pourra, à l'heure fixée, procéder à l'essai.

L'essai est effectué en présence d'un (ou plusieurs) représentant du Service technique de l'Aéronautique et d'un (ou plusieurs) représentant du constructeur.

L'aile est pignée à vide, en quelques points; par exemple aux points d'application des vérins. Puis les vérins sont mis au contact, sans forcer.

On place alors la charge toujours en posant les sacs un à un et avec précaution; cette manœuvre s'effectue ordinairement au sifflet.

Les charges placées, on dévisse les vérins demi-tour par demi-tour et au commandement du sifflet. On attend dix minutes pendant lesquelles on effectue les mesures aux pignes; puis on remonte doucement les vérins au contact et on déleste. L'aile doit alors être revenue à sa position première, ce que permettent de vérifier les pignes.

On examine minutieusement les divers éléments et le compte rendu de l'essai donne, outre un croquis succinct du bâti et de la disposition de l'appareil sur le bâti un schéma des déformations de l'aile sous la charge (fig. 230).

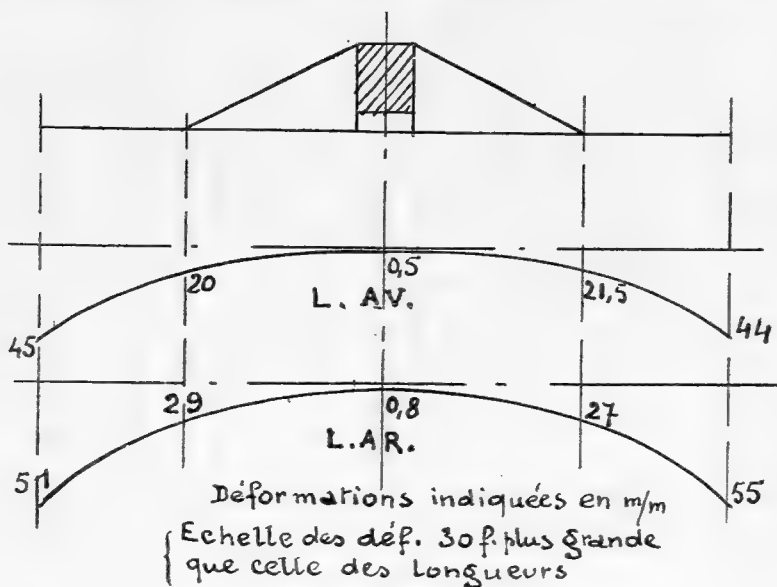


FIG. 230.

Il spécifie également, s'il y a lieu, les incidents survenus en cours d'essai, et porte une des mentions :

Essai à reprendre,

Ou essai accepté, sous réserve de tel renforcement,

Ou enfin, essai satisfaisant, tout court, si aucune pièce n'a subi de déformation permanente.

Essai d'atterrisseur.

Les observations générales formulées au sujet de l'essai de cellule s'appliquent aussi à l'essai du train; de même l'on fixe les ferrures d'attache à un bâti et on applique les charges calculées.

Le procédé classique consiste à placer les charges sur un plancher fait de madriers et bastings; le poids appliqué est reporté en majorité sur les roues et en fraction sur une bascule : on évite ainsi la tendance au déversement lorsque les vérins sont desserrés.

Soit un avion pesant en charge 540 k.; on appliquera donc sur le train :

$$540 \times 5 \times \frac{4}{9} = 1.200 \text{ k.}$$

Cette charge sera disposée de telle façon que son centre de gravité C passe à 10 cm. de l'axe de la roue et à 1 m. du poinçon d'appui sur la bascule.

On placera donc, de A à D, 1.320 k. régulièrement répartis de telle sorte qu'on lise en E

$$\frac{1.320 \times 0,1}{1,1} = 120 \text{ k.}$$

correspondant, en B, à

$$\frac{1.320 \times 1}{1,1} = 1.200 \text{ k.}$$

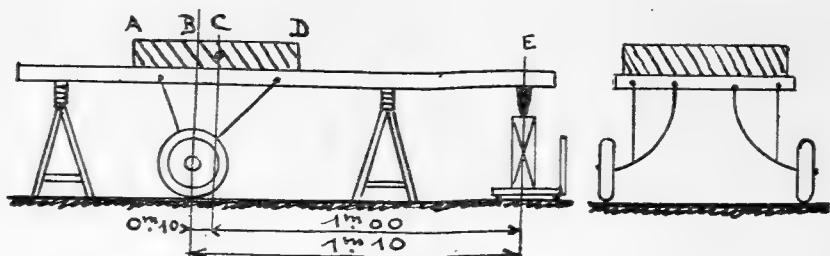


FIG. 231.

L'indication de la bascule sera donc à multiplier par 10 pour connaître la charge sur les roues.

Essai d'un fuselage (fig. 232).

Soit à essayer le fuselage d'un avion dont la charge calculée sur l'empennage horizontal est égale, facteur compris, à :

$$247 \text{ k.} > 5 \text{ fois la charge sur la béquille.}$$

On en profitera pour faire figurer l'empennage horizontal à l'essai.

Charge d'essai = $\frac{4}{9} \times 247 = 110 \text{ k.}$ soit 55 k. sur chaque demi-empennage.

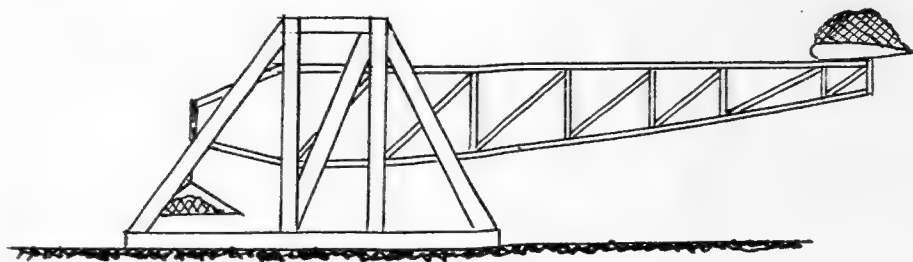


FIG. 232.

Suivant la répartition indiquée II^e Partie, chapitre 2, on divisera pratiquement l'empennage en trois tranches : à l'avant 7/10 de la charge, au centre 2/10, à l'arrière 1/10. On amarrera solidement le manche à balai de façon que le volet soit en position neutre : on réalise ainsi un essai de la commande de profondeur.

Le fuselage sera alors solidement encastré dans un bâti au droit des montants principaux (liaison à la voilure) et on procédera au chargement; les déformations seront mesurées notamment à l'étambot. La torsion peut être évaluée par un essai dissymétrique, la moitié de l'empennage étant par exemple chargée à :

$$\frac{1}{2} \times \frac{4}{9} \times 247 = 55 \text{ k.}$$

l'autre moitié à :

$$\frac{1}{2} \times \frac{3}{9} \times 247 = 41 \text{ k.}$$

La torsion est alors combinée avec la flexion, ce qui correspond bien à un virage en vol piqué ou cabré.

L'essai de la partie avant du fuselage peut se faire en remplaçant le moteur par une charge égale à son poids multiplié par 5 et par $\frac{4}{9}$.

CONCLUSION

La construction des avions légers doit être dominée par la préoccupation de *sécurité*. C'est bien d'ailleurs l'avis des services officiels qui, en vue de la délivrance du Certificat de Navigabilité, exercent un contrôle tant sur les calculs que sur les essais de maquette, la nature des matériaux, la fabrication et les essais en vol; le bien-fondé de cette tutelle est discutable et d'aucuns pensent que seul le contrôle de l'essai en vol est admissible; sans entrer dans la controverse, nous rappelons que le constructeur a intérêt à suivre le processus suivant :

- Demande auprès du S. T. Aé. des brochures et imprimés relatifs aux avions civils prototypes;
- Fourniture des éléments techniques exigés;
- Après approbation, approvisionnement en matériaux homologués;
- Avis, pour contrôle, donné au S. T. Aé. de la mise en route de la fabrication;
- Enfin, exécution des essais demandés.

Pour les avions de série, le contrôle — exercé soit par le S. T. Aé., soit par le Bureau Véritas — porte seulement sur l'identité, en tant que matériaux, fabrication et cotes, entre les pièces prototypes et les suivantes.

TABLE DES MATIÈRES

DE LA TROISIÈME PARTIE

	Pages
CHAPITRE I ^{er} Les matériaux	
I. — Les Bois	1
II. — Les Aciers	8
III. — Les Alliages légers	17
IV. — Les autres Métaux ou Alliages	20
V. — Les Toiles et les Fils	22
VI. — Les Enduits, les Vernis, les Peintures	24
VII. — Les Colles	27
VIII. — Le Caoutchouc	27
CHAPITRE II Applications	
(A) Cellule d'avion en bois	31
(B) Cellule métallique	51
(C) Aile à revêtement travaillant	58
(D) Gouvernes et Commandes	66
(E) Atterrisseur	73
(F) Fuselage	81
CHAPITRE III. — L'essai statique	93
Conclusion.	100

ERRATA

PREMIÈRE PARTIE

PAGE 3. — 9^e ligne, *lire* :

$$c. a. = \frac{P}{T_0} \times \frac{P}{S}.$$

PAGE 25. — Profil 4 C; pour $a = 0,7$, *lire* :

$$b = 12.$$

PAGE 30. — Tableau; pour l'incidence 0° , *lire* :

$$100 Cx = 2,11.$$

PAGE 33. — Tableau; pour $100 Cx = 44,3$, *lire* :

$$\begin{aligned} 100 Cx_6 &= 2,11 \\ 100 Cx_7 &= 1,96 \\ 100 Cx_7 + X &= 5,96 \end{aligned}$$

PAGE 34. — 25^e ligne, *lire* :

Cz pour un biplan d'allongement $a = Cz$ relevé au bulletin.

PAGE 35. — 4^e ligne avant la fin, *lire* :

... verni au tampon ou au pistolet.

DEUXIÈME PARTIE

PAGE 22. — 4^e et 3^e lignes avant la fin, *lire* :

$$m = M_n + \frac{M_{n+1} - M_n}{l} x \text{ (ou, avec les notations employées figure 23,}$$

$$m = M_A + \frac{M_B - M_A}{l} x, x \text{ étant compté à partir de } M_n).$$

PAGE 49. — Après la figure 59, *ajouter* :

Une telle méthode — qui a le mérite de la simplicité — donne des résultats maxima qui sauvegardent la sécurité, mais non la légèreté. On aura plus d'exactitude en procédant ainsi :

a) Suppression de la barre surabondante et détermination des charges axiales F dans les autres barres (comme précédemment).

b) Deuxième graphique obtenu en remplaçant isolément la barre supprimée par une force = 1, dans la direction de cette barre : on a ainsi des charges φ dans les autres barres.

L'effort axial de chaque barre est alors égal à

$$F + x\varphi.$$

Une seule inconnue subsiste, c'est x .

Or, x est égal à

$$\frac{\sum_o^n \frac{F\varphi l}{\omega}}{\left(\sum_o^n \frac{\varphi^2 l}{\omega}\right) + \left(\frac{\varphi_s^2 l_s}{\omega_s}\right)}$$

où n = nombre de barres.

Donc $\sum_o^n$... signifie que l'on fait l'addition de tous les termes $\frac{F\varphi l}{\omega}$ ou $\frac{\varphi^2 l}{\omega}$,

l = longueur de la barre considérée;

ω = section — — —

$\left. \begin{matrix} \varphi_s \\ l_s \\ \Delta_s \end{matrix} \right\}$ se rapportant à la barre surabondante.

PAGE 64. — 6^e ligne, lire :

$$u = \frac{3,1 \times 4,8 + 1,1 \times 2,7}{4,8 (4,8 + 2,7)} \times 84,5 = + 42 \text{ cm.}$$

8^e et 9^e lignes, lire :

$$v = - \frac{2 \times 4,8 \times 37,6}{(4,8 + 2,7)^2} = - 6,4 \text{ cm.}$$

$$u = \frac{2 [(2 \times 4,8) + 2,7] \times 37,6}{4,8 (4,8 + 2,7)} = 25,8 \text{ cm.}$$

PAGE 78. — Ajouter après la 4^e ligne de texte, le tableau suivant :

ROUES A FAIBLE PRESSION.			
Dimensions du pneumatique.....	335 × 130	415 × 180	580 × 175
L	125	190	160
E.....	32	32	40
P.....	3.300	4.300	9.000
F ₁	900	1.900	2.600
W ₁	60	130	140
Pression	0,7 à 1,7	0,7 à 2,5	1,5 à 2,5

PAGE 95. — En bas, à droite, du tableau, lire :

$$\Sigma (sh^2) = I \text{ par rapport à la base.}$$

PAGE 97. — 2^e et 3^e ligne, lire :

$$C = 716 \frac{W}{n} \times 2,5,$$

W étant ici exprimé en CV.